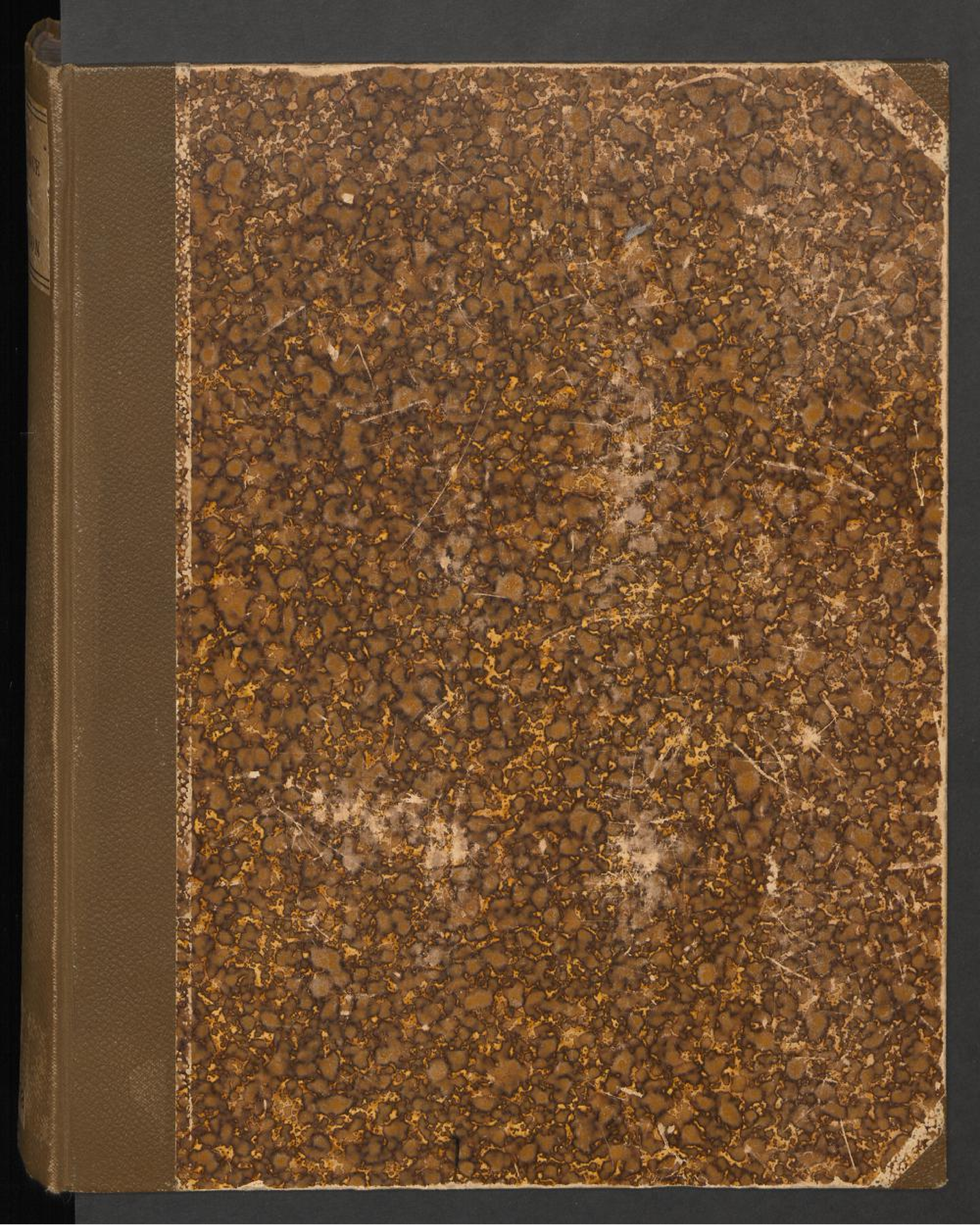


Hommage de
G. Eiffel

LA RÉSISTANCE DE L'AIR

ET L'AVIATION

EXPÉRIENCES

EFFECTUÉES AU LABORATOIRE DU CHAMP-DE-MARS



OUVRAGES DU MÊME AUTEUR

Notice sur le Pont du Douro à Porto. Grand in-4°. Paris, Paul Dupont, 1879.

Notice sur le Viaduc de Garabit (près Saint-Flour). Grand in-4° et atlas in-folio. Paris, Paul Dupont, 1888.

Mémoire présenté à l'appui du projet définitif du Viaduc de Garabit. In-8°. Paris, Baudry, 1889.

La Tour de trois cents mètres. In-folio avec atlas. Paris, Lemercier, 1900.

Travaux scientifiques exécutés à la Tour de trois cents mètres. In-4°. Paris, Maretheux, 1900.

La Tour Eiffel en 1900. In-4°. Paris, Masson et Cie, 1902.

Dix années d'observations météorologiques à Sèvres (S.-et-O.), de 1892 à 1901. In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1904.

Etude comparée des stations météorologiques de Beaulieu-sur-Mer (Alpes-Maritimes), Sèvres (S.-et-O.), Vacquey (Gironde), pour l'année 1902. In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1904.

Etudes pratiques de météorologie et observations comparées de Beaulieu, Sèvres et Vacquey pour l'année 1903. In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1905.

Etude comparée des stations météorologiques de Beaulieu, Sèvres et Vacquey pour l'année 1904. In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1905.

Types généraux de comparaisons météorologiques appliqués à l'étude des stations de Beaulieu, Sèvres et Vacquey pour l'année 1905 (1er et 2e semestres). Deux volumes in-4°. Paris, Maretheux, 1906.

Atlas météorologique pour l'année 1906 d'après vingt-deux stations françaises. In-folio. Paris, Maretheux, 1907.

Atlas météorologique pour l'année 1907 d'après vingt-quatre stations françaises. In-4°. Paris, Maretheux, 1908.

Atlas météorologique pour l'année 1908 d'après vingt-quatre stations françaises. In-4°. Paris, Maretheux, 1909.

Atlas météorologique pour l'année 1909 d'après vingt-cinq stations françaises. In-4°. Paris, Mourlot, 1910.

Recherches expérimentales sur la résistance de l'air exécutées à la Tour Eiffel. In-4°. Paris, Maretheux, 1907.

La résistance de l'air. Examen des formules et des expériences. In-8°. Paris, H. Dunod et E. Pinat, 1910.

OPUSCULES

Notice sur les différents types des ponts portatifs, système Eiffel. Paris, 1885.

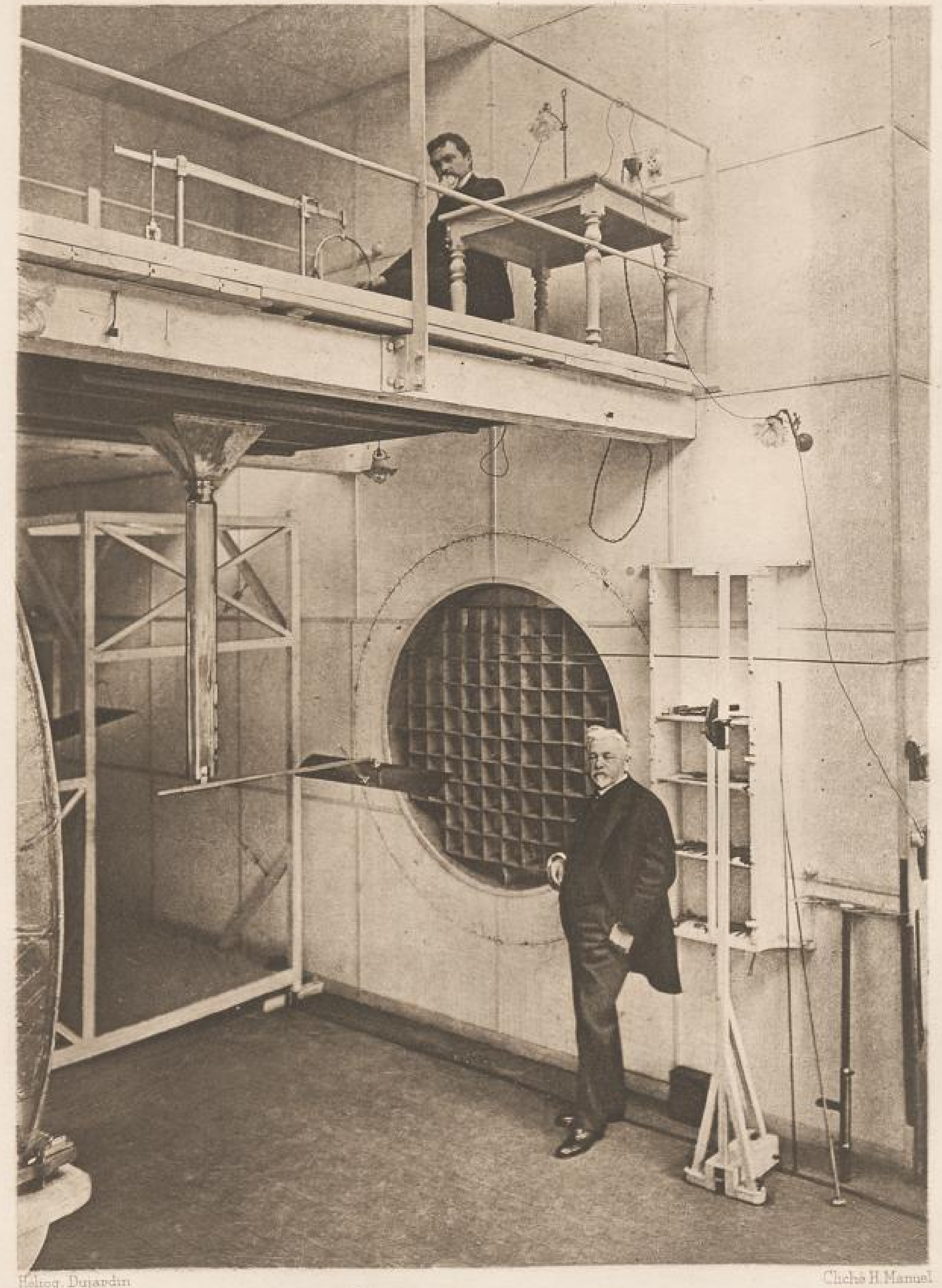
Analyse de l'ouvrage « Etudes pratiques de Météorologie » (Société météorologique, 1905).

Mesures thermométriques en Météorologie (Société météorologique, 1906).

Les observations courantes en Météorologie (Société astronomique, 1905).

Les observations météorologiques du Weather Bureau de Washington (Société astronomique, 1906).

Etude climatologique de Beaulieu-sur-Mer pendant la période du 1er Décembre au 1er Mai de 1902 à 1907. Paris, Maretheux, 1907.



Héliog. Dujardin — Cliché H. Manuel

Chambre d'expériences
du Laboratoire Aérodynamique de M. G. Eiffel

LA

RÉSISTANCE DE L'AIR

ET L'AVIATION

EXPÉRIENCES

EFFECTUÉES AU LABORATOIRE DU CHAMP-DE-MARS

PAR

G. EIFFEL

ANCIEN PRÉSIDENT DE LA SOCIÉTÉ DES INGÉNIEURS CIVILS DE FRANCE



PARIS

H. DUNOD ET E. PINAT, ÉDITEURS

47 ET 49, QUAI DES GRANDS-AUGUSTINS

—

1910

TABLE DES MATIÈRES

CHAPITRE III

AILES D'AÉROPLANES

TABLE DES PLANCHES

AVANT-PROPOS

Dans l'ouvrage que j'ai publié cette année sur *La résistance de l'air* (1), j'ai passé en revue les formules et les expériences existant alors sur ce sujet, et j'ai montré combien les chiffres fournis par l'état actuel de nos connaissances présentaient encore d'incertitudes et de contradictions. Comme le prodigieux développement de l'aviation augmente beaucoup l'intérêt de ces recherches, j'ai résolu de les reprendre méthodiquement à partir de l'origine et de les diriger surtout en vue de cette application. C'est dans ce but que, comme suite aux expériences faites à la Tour Eiffel avec mon appareil de chute (2), j'ai installé un laboratoire aérodynamique au Champ-de-Mars; il est situé dans le voisinage de la Tour, dont le service électrique lui transmet la puissance mécanique de 70 chevaux, nécessaire pour la marche du ventilateur dans le courant d'air duquel sont exposés les modèles en expérience.

Ces essais méthodiques, qui ont demandé un grand travail, ainsi qu'en témoigne le simple relevé des résultats qu'on trouvera à l'annexe, sont aujourd'hui assez avancés pour que j'en fasse la publication. J'ai déjà, au fur et à mesure de mes recherches, communiqué aux intéressés ceux de ces résultats qui pouvaient leur être utiles; mais leur ensemble est, m'a-t-on affirmé, attendu avec quelque impatience, dans l'espoir que chacun pourra, pour les prochaines luttes industrielles, y trouver des documents amenant de nouveaux progrès. J'ai fait de mon

(1) *La résistance de l'air. Examen des formules et des expériences*, par G. Eiffel. (H. Dunod et E. Pinat, Paris, 1910.)

(2) *Recherches expérimentales sur la résistance de l'air exécutées à la Tour*, par G. Eiffel. (Maretheux, Paris, 1907. Edition nouvelle : Librairie aéronautique, Paris, 1910.)

mieux pour que cet espoir ne soit pas trompé, tout en ne me dissimulant pas que des recherches de laboratoire ne sont que l'avant-garde des essais en aérodrome, et que malgré tous mes efforts pour rendre service, je n'ai fait que jeter quelque lumière sur un sujet bien peu étudié encore et où la part des techniciens reste considérable.

Cet ouvrage, dans lequel les tracés graphiques ont une grande importance, comprend comme texte trois chapitres et une annexe.

Le chapitre Ier est la description du laboratoire, déjà exposée dans ma communication à la Société des Ingénieurs civils de France (1), mais avec de nombreuses additions ou modifications et avec l'exemple du calcul complet de la résistance sur une plaque.

Les résultats généraux énumérés au chapitre II forment un ensemble des documents les plus utiles à connaître sur la résistance de l'air. Parmi ceux-ci, je signalerai les deux diagrammes donnant l'action du vent sur les plans rectangulaires obliques (2), l'étude des plaques courbes de différentes courbures, celle des plaques parallèles et des corps ronds.

Dans le chapitre III, j'ai spécialement étudié les ailes d'aéroplanes, d'après certains profils dont les uns ont été tracés par moi et dont les autres sont employés dans des appareils existants. Je suis reconnaissant aux constructeurs qui, dans l'intérêt commun, ont bien voulu me fournir des documents, notamment à MM. Blériot, Esnault-Pelterie, Nieuport, Voisin, Maurice Farman et Bréguet, ainsi qu'aux Sociétés Antoinette et Wright. Je termine ce chapitre par quelques considérations qui me sont personnelles sur le choix d'un profil et la détermination des dimensions des ailes suivant les données du problème que l'on s'est posé.

Enfin, la quatrième partie contient, sous le nom d'*annexe*, tous les résultats résumés graphiquement dans les planches.

(1) « Installation d'un laboratoire d'aérodynamique », par G. Eiffel. (Extrait des *Mémoires de la Société des Ingénieurs civils de France*. Bulletin de janvier 1910.)

(2) Je viens d'en faire l'objet d'une communication à l'Académie des Sciences. (V. *Comptes rendus*, tome CLI, n° 22, 28 novembre 1910, Gauthier-Villars.)

Tel est à grands traits l'ensemble de l'ouvrage actuel, dans lequel je me suis abstenu de donner aucune théorie mathématique et de faire aucune hypothèse, en m'en tenant aux simples résultats des expériences. J'aurai l'occasion de le compléter par des exemples nouveaux, lorsque je publierai les résultats des recherches que j'entreprends actuellement et qui se rapportent aux hélices tournant dans l'air en mouvement.

J'ai eu dans ces expériences le concours dévoué de mes collaborateurs habituels, M. Rith, ingénieur des Arts et Manufactures, et M. Lapresle, ancien élève de l'Ecole supérieure d'électricité; je me félicite d'avoir l'occasion de les en remercier aujourd'hui.

LA RÉSISTANCE DE L'AIR
ET L'AVIATION

EXPÉRIENCES
EFFECTUÉES AU LABORATOIRE DU CHAMP-DE-MARS

CHAPITRE I

INSTALLATION DU LABORATOIRE ET MÉTHODES EMPLOYÉES

§ 1. — Ensemble du laboratoire.

La méthode que j'ai adoptée est celle dans laquelle la surface en essai est immobile et soumise à l'action d'un courant d'air produit par un ventilateur.

Cette méthode a été fréquemment employée, mais dans des conditions qui laissaient certainement prise à la critique. Il faut en effet, pour être autant que possible dans les conditions du vent naturel, que le courant dont on se sert ait une section assez grande pour que les filets extrêmes du cylindre de vent ne soient pas modifiés par la présence de la surface. Ne voulant pas employer des plaques trop petites, j'ai donc été conduit à constituer un cylindre d'air plus grand que ce qui avait été fait jusqu'à présent, et j'ai adopté un diamètre de 1,50 *m*.

Cet inconvénient d'une section trop faible par rapport à la plaque, qui se présente trop fréquemment dans l'emploi d'une buse, est encore plus grand dans la méthode dite du tunnel, où l'air circule dans un tube, parce qu'il est alors difficile de vérifier si la présence de la plaque ne

trouble pas les filets extrêmes, et qu'en outre on doit toujours craindre que l'expansion de l'air autour de la plaque ne soit gênée par les parois.

Nous avons évité ces inconvénients du tube, en supprimant les parois du cylindre sur une certaine longueur et en les remplaçant par une grande chambre, hermétiquement close, où se font les essais. Cette chambre se trouve ainsi disposée à cheval sur le courant. C'est là une des caractéristiques de notre installation.

Le cylindre d'air traverse cette chambre en continuant à avoir ses filets parallèles, et sans y produire aucun remous sensible. En outre, les expériences deviennent ainsi d'une extrême commodité, puisque ce courant d'air est directement accessible dans toutes ses parties.

D'autre part, l'air sortant d'un ventilateur éprouve des mouvements plus ou moins tumultueux, qu'il est difficile d'amortir assez pour avoir des vitesses et des directions bien égales et constantes dans tous les points de la section. C'est ce qui nous a conduit à aspirer l'air au lieu de le souffler, et à placer les plaques dans le voisinage de l'entrée du ventilateur, et non à sa sortie comme on le fait habituellement.

La disposition prise (Pl. I et III) consiste donc à aspirer l'air d'un vaste hangar dans un ajutage de grande dimension à courbure régulière, ayant un diamètre extérieur de 3 *m* et une longueur de 2,50 *m*. Il n'est séparé de la chambre que par un diaphragme cellulaire, qui assure le parallélisme des filets d'air. Du côté opposé de la chambre, et en face de l'ajutage d'entrée, est disposée la conduite qui mène au ventilateur (1).

Cette conduite contient deux grillages en fil de fer, à mailles d'un centimètre, séparés par une distance de 1,20 *m*, qui amortissent à peu près complètement les irrégularités dans l'aspiration du ventilateur. L'air sort du ventilateur par une grande buse en bois qui le conduit, en s'évasant progressivement, dans un couloir qui aboutit au hangar. On est arrivé ainsi à avoir un courant avec une vitesse et une direction bien uniformes dans toute l'étendue de la section et dans toute la traversée de la chambre (2). Comme il est enfermé dans le hangar, il ne peut être influencé par le vent extérieur.

(1) Cette conduite est précédée d'un tronc de cône qui forme entonnoir, et rabat en quelque sorte sur eux-mêmes, en les empêchant de se répandre dans la chambre d'essais, les petits tourbillons qui se produisent nécessairement à la rencontre du courant et de l'air ambiant immobile.

(2) Le rendement est également amélioré. On peut observer, en effet, qu'une pareille

Le ventilateur employé est le plus grand modèle des ventilateurs « Sirocco » : le diamètre de la couronne mobile est de 1,75 *m* et la hauteur de l'appareil est de 3,36 *m*; en y comprenant le massif de maçonnerie qui le supporte, sa hauteur est de 5,50 *m* au-dessus du sol. Il est actionné par une dynamo de 50 kilowatts, soit 70 chevaux, dont le courant est fourni par les machines de la Tour Eiffel. Son nombre de tours varie, à l'aide d'un rhéostat, de 40 à 200 par minute. La vitesse du courant d'air produit peut passer de 5 à 20 *m* par seconde.

Le hangar a 20 *m* sur 12 *m* et une hauteur de 9 *m*. La chambre d'expériences, en forme de T, a une surface de 43 m^2 ; la distance entre les deux parois qui reçoivent les buses opposées est de 3,60 *m*.

Il se produit, comme on le verra plus loin, dans la chambre d'expériences, une dépression qui atteint souvent 20 *mm* ; aussi il est nécessaire, pour y pénétrer, d'avoir une petite capacité formant écluse.

§ 2. — Mesure des vitesses.

La mesure des vitesses se fait à l'aide de manomètres, d'après les considérations qui suivent :

On sait que, dans un filet fluide en mouvement horizontal permanent, la somme de la force vive (énergie cinétique) et de la tension élastique (énergie potentielle) est constante, pourvu que la variation de pression soit faible.

L'accroissement de la force vive est donc égal à la diminution correspondante de la pression. Appliquons ce principe au passage de l'air du hangar dans la chambre.

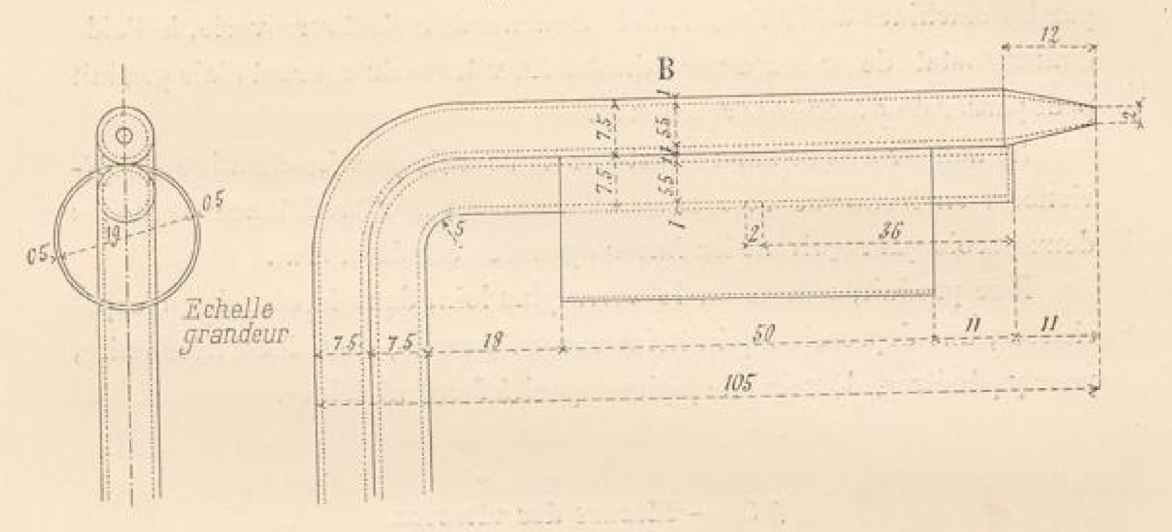
En traversant la chambre, les filets sont très sensiblement parallèles : leur pression est donc celle de la chambre. La différence de pression entre le hangar et la chambre, mesurée par un manomètre à eau qui donne une dénivellation h, représente donc la force vive que l'air a acquise, c'est-

disposition, où l'air à la pression atmosphérique entre et sort par des ajutages convenablement évasés, permet théoriquement d'avoir de grands déplacements avec une puissance développée très faible : la vitesse de l'air y est acquise aux dépens de sa pression.

Cette solution nous paraît plus simple et plus pratique que l'emploi, qui a été proposé, d'une sorte de tore à très grande section où l'air circulerait en circuit fermé sans perdre sa vitesse : elle est aussi plus avantageuse au point de vue de la régularisation du courant, et l'air ne s'échauffe pas, ce qui est à craindre dans un circuit fermé.

à-dire $\frac{\delta V^2}{2g}$ (δ, poids spécifique de l'air ; V, vitesse de l'air dans la chambre). La relation précédente s'écrit :

$$h = \frac{\delta V^2}{2g}, \quad \text{d'où} \quad V^2 = \frac{2gh}{\delta}.$$



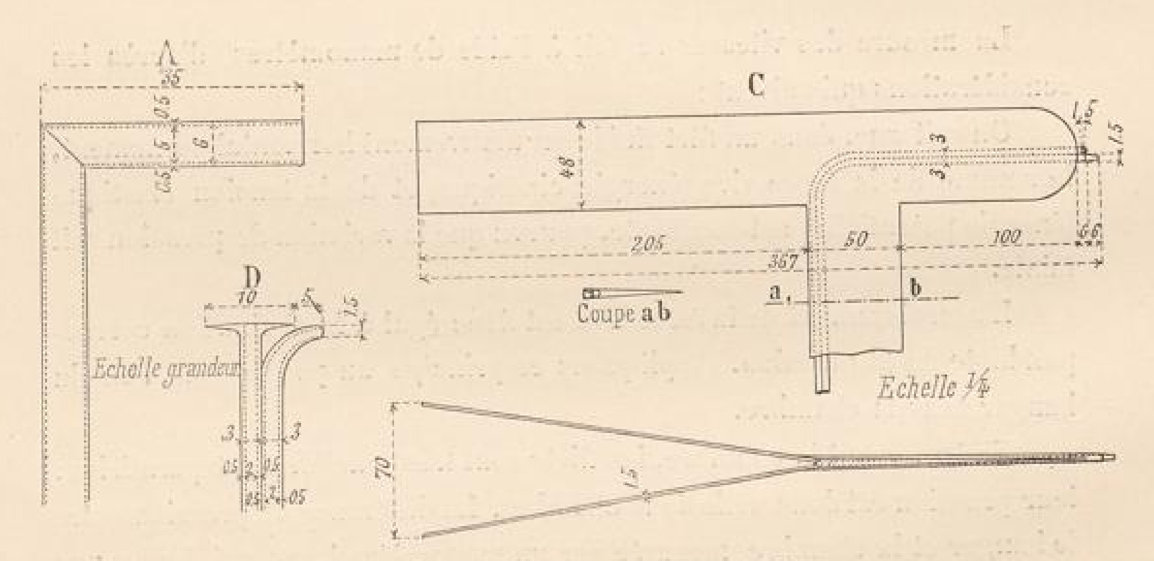


Fig. 1. — *Formes diverses du tube de Pitot.*

On a ainsi une expression très approchée de la vitesse.

D'autre part, on vérifie qu'un tube recourbé à angle droit (dit tube de Pitot), dont une extrémité (fig. 1, A) est exposée face au courant et dont l'autre aboutit à un manomètre ayant sa seconde branche dans l'air calme de la chambre, donne la même dénivellation h. On peut donc employer ce

second procédé, qui donne l'avantage de mesurer la vitesse en des points quelconques du courant.

Pour nous assurer que les vitesses ainsi déterminées sont exactes, nous en avons fait la comparaison avec les vitesses déduites d'anémomètres bien tarés: un anémomètre à coupes Recknagel, taré à la Seewarte de Hambourg, et un anémomètre à ailettes Casartelli de Londres. Du grand nombre des mesures qui ont été prises et dont nous avons fait figurer les moyennes dans le tableau ci-dessous, on conclut que les écarts individuels sont très faibles, réguliers et toujours dans le même sens, ce qui permet d'établir des moyennes rationnelles des écarts. Ces moyennes montrent que les vitesses données par les anémomètres sont très sensiblement d'accord avec celles déduites de la mesure de la pression dans l'atmosphère et dans la chambre. Notre tube de Pitot nous donne des vitesses plus faibles de 1,5 p. 100 environ.

Voici, d'ailleurs, le résultat de nos observations :

VITESSES déduites de la mesure de la pression dans l'atmosphère et dans la chambre	VITESSES mesurées à l'aide du tube de Pitot	VITESSES données par l'anémomètre Recknagel	VITESSES données par l'anémomètre Casartelli
m/s	m/s	m/s	m/s
11,26	10,95	11,02	11,20
12,88	12,64	12,70	12,90
14,41	14,17	14,30	14,35
15,80	15,00	15,15	15,18
16,43	16,24	16,30	16,30
18,25	17,96	18,40	18,36
Moyennes :			
14,74	14,49	14,65	14,75
Vitesses moyennes rapportées à celles de la première colonne.			
1	0,985	0,995	1

Nous pensons donc qu'on peut admettre, sans erreur bien sensible, la vitesse donnée par le tube de Pitot simple dans les conditions où nous l'employons.

Nous avons eu l'occasion de le comparer avec des tubes de Pitot doubles, tels qu'ils sont employés habituellement, et nous croyons

intéressant de rapporter le résultat de nos expériences. Ces expériences, quoi qu'elles ne se rattachent pas immédiatement à notre sujet, montrent bien, en effet, que toutes les dispositions ne sont pas également bonnes.

Ces tubes de Pitot avaient les formes indiquées sur la figure 1 suivant quatre types A, B, C et D. Ils nous ont donné les résultats suivants, les chiffres inscrits étant les moyennes de dix lectures faites à la même vitesse, moyennes données en millimètres d'eau :

DÉNIVELLATIONS au manomètre donnant la différence de pression entre l'atmosphère et la chambre	DÉNIVELLATIONS FOURNIES PAR LES TUBES DE PITOT			
	A	B	en p. 100 des chiffres de la première colonne	
			A	B
mm 8,29	mm 8,04	mm 8,40	0,970	1,013
10,03	9,85	10,39	0,982	1,036
14,74	14,50	14,83	0,985	1,006
20,35	19,70	20,60	0,967	1,013
Moyennes.	»	»	0,976	1,017

Le tube de Pitot B donne donc des dénivellations supérieures de 1 p. 100 environ à celles fournies par la mesure de la différence des pressions de l'atmosphère et de la chambre. L'écart correspondant dans les vitesses ne serait que de 1/2 p. 100, aussi cette forme de tube de Pitot nous paraît-elle tout à fait recommandable.

Avec le tube de Pitot C, dont la forme rappelle celle du tube employé autrefois par Bazin, nous avons fait une seule série de mesures comparatives.

DÉNIVELLATIONS au manomètre donnant la différence de pression entre l'atmosphère et la chambre	DÉNIVELLATIONS FOURNIES PAR LES TUBES DE PITOT			
	A	C	en p. 100 des chiffres de la première colonne	
			A	C
mm 7,40	mm 7,17	mm 8,02	0,97	1,084

Les écarts sont plus grands. Le tube de Pitot C donne des

dénivellations supérieures de plus de 8 p. 100 à celles fournies par la mesure de la différence des pressions de l'atmosphère et de la chambre et de plus de 11 p. 100 à celles que nous donne notre tube de Pitot A. Nous avons vérifié directement que ces écarts étaient dus au dispositif de mesure de la pression statique.

Avec le tube de Pitot D, qui porte un disque parallèle au vent, et dont la forme a été souvent proposée, deux séries de mesures nous ont donné des écarts encore plus élevés.

DÉNIVELLATIONS au manomètre donnant la différence de pression entre l'atmosphère et la chambre	DÉNIVELLATIONS FOURNIES PAR LES TUBES DE PITOT			
	A	D	en p. 100 des chiffres de la première colonne A	en p. 100 des chiffres de la première colonne D
mm	mm	mm		
6,2	5,98	6,83	0,965	1,102
10,5	10,31	11,91	0,982	1,135
Moyennes. . . .	»	»	0,973	1,128

Les écarts sont de 11,8 p. 100 entre le tube de Pitot D et le manomètre donnant la différence des pressions de l'atmosphère et de la chambre, et de 14,5 p. 100 entre les deux tubes de Pitot.

Nous avons vérifié là aussi que c'était le dispositif de mesure de la pression statique du tube D qui était défectueux.

Les manomètres dont nous nous servons sont des micromanomètres à alcool, inclinés, de Schultze, de Berlin. Ils donnent un déplacement d'une lecture exacte et facile sur une échelle divisée en millimètres et dont chaque division correspond à 1/4 de *mm* d'eau. Nous les avons comparés avec un micromanomètre à eau pure, au 1/10, du Conservatoire national des Arts et Métiers. Cette comparaison n'a accusé aucune différence entre ces instruments, et nous donne toute confiance dans la graduation de nos micromanomètres à alcool.

§ 3. — Balance aérodynamique.

Principe de la méthode.

Les mesures des poussées sur la surface exposée au courant d'air se font à l'aide d'une balance spéciale (Pl. II), que nous avons imaginée à cet effet, et qui a été construite sur nos dessins par MM. Bariquand et Marre.

Le principe de la méthode est le suivant :

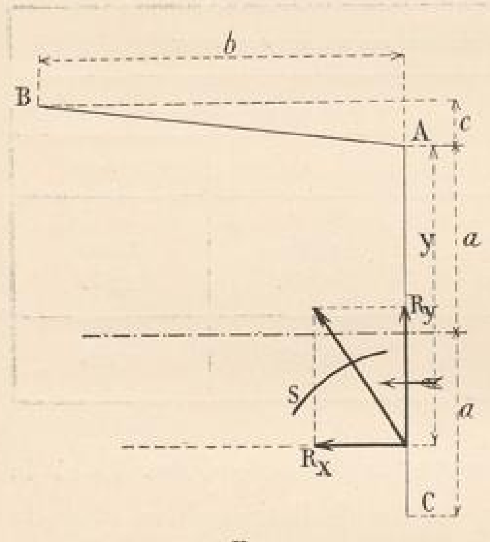


Fig. 2.

Soit S une surface soumise à un vent horizontal (fig. 2). On se propose de déterminer en grandeur, direction et position, la résultante R de la poussée du vent sur la surface.

La surface, rendue mobile autour d'un axe A perpendiculaire au vent, est maintenue en équilibre par une force antagoniste, qui mesure le moment μ_A de R par rapport à A On mesure de même les moments μ_B et μ_C par rapport à deux axes B et C également perpendiculaires au vent. C est symétrique de A par rapport à la tige qui porte la surface, et cette tige elle-même est parallèle au vent.

Nous définirons la résultante par sa composante horizontale ou parallèle au vent R_x, par sa composante verticale ou perpendiculaire au vent R_y, et par la distance y qui sépare le couteau A du point où R rencontre la verticale de A (1). Pour avoir ces quantités en fonction des moments μ_A, μ_B, μ_C, il suffit d'écrire l'expression de ces moments (2) :

$$\mu_A = - y\, R_x,$$
$$\mu_B = b\, R_y - (y + c)\, R_x,$$
$$\mu_C = (2a - y)\, R_x,$$

(1) Le calcul que j'avais exposé dans ma conférence aux Ingénieurs civils est plus rapide si l'on remplace de suite la résultante R par ses composantes R_x et R_y, ainsi que me l'a fait remarquer M. von Parseval. J'ai introduit une nouvelle simplification en considérant le point de rencontre de la résultante R avec la verticale AC.

(2) Nous prenons comme moments positifs ceux qui tendent à faire tourner dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

et de résoudre par rapport à R_x, R_y, y :

$$R_x = \frac{\mu_C - \mu_A}{2a},$$

$$R_y = \frac{1}{b}\left(\mu_B - \mu_A\right) + \frac{c}{2ab}\left(\mu_C - \mu_A\right),$$

$$y = -2a\frac{\mu_A}{\mu_C - \mu_A}.$$

Pratiquement, au lieu de prendre un troisième axe, on retourne la surface de 180° autour de sa tige-support qui est parallèle au vent (voir la fig. 6, p. 14) : par raison de symétrie, la résultante tourne aussi de 180°, sans que son intensité change ni sa position par rapport à la plaque. En prenant alors le nouveau moment par rapport à A, on a le même moment, au signe près, que si on le mesurait par rapport à C, symétrique de A relativement à la tige qui porte la surface.

On pourrait avoir la troisième équation de moments en déplaçant la surface dans le sens du vent au lieu de la retourner de 180°. Ce dispositif, qui pourrait être commode dans certains cas particuliers, offre des difficultés pratiques qui nous ont fait préférer la méthode que nous suivons.

Nous ferons remarquer qu'il serait possible de supprimer l'un des couteaux, A par exemple, en faisant sur le couteau B trois mesures, les deux premières avec la plaque dans deux positions se déduisant l'une de l'autre par une translation, et la troisième avec la plaque retournée de 180 degrés.

Remarque relative a l'application de la balance au cas général.

Nous avons supposé que la composition des efforts de l'air aux différents points de la surface se réduisait à une résultante située dans le plan connu de symétrie. C'est là le cas le plus ordinaire, et le seul que jusqu'à maintenant nous avons eu à considérer dans nos mesures. Mais le cas général, celui d'une surface dissymétrique ou orientée dissymétriquement, comporte six inconnues : les trois projections de la résultante de translation appliquée en un point choisi arbitrairement, et celles du moment du couple résultant. Comme on va le voir, notre balance donne presque immédiatement cinq de ces inconnues, et la sixième, c'est-à-dire

le couple perpendiculaire au vent, peut être déterminée par un dispositif simple.

On peut, en effet, faire la composition des forces au milieu de AC (fig. 3). Alors la résultante de translation passe par ce point, et X est nul. Les moments μ_A, μ_B, μ_C, se rapportent à R et au couple dont le moment μ est la projection, sur une perpendiculaire au plan de la figure, du moment du couple résultant. Ces trois moments ont respectivement pour valeur :

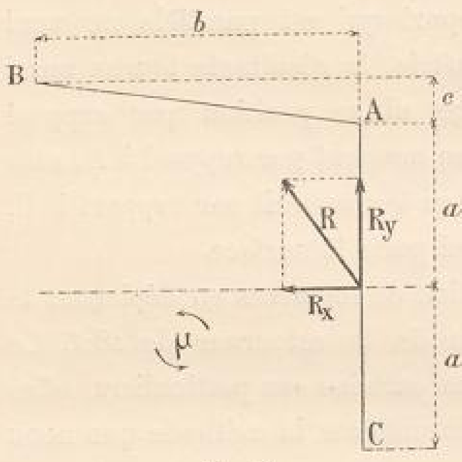


Fig. 3.

$$\mu_A = -aR_x + \mu,$$
$$\mu_B = bR_y - (a+c)R_x + \mu,$$
$$\mu_C = aR_x + \mu;$$

d'où :

$$R_x = \frac{\mu_C - \mu_A}{2a},$$
$$R_y = \frac{1}{b}\left(\mu_B - \mu_A\right) + \frac{c}{2ab}\left(\mu_C - \mu_A\right).$$
$$\mu = \frac{\mu_A + \mu_C}{2}.$$

Pour obtenir la projection horizontale de la résultante de translation, et la composante verticale du moment du couple résultant, il suffit de répéter les pesées avec la surface tournée de 90 et 270° autour de l'axe de sa tige : car le plan de la surface devient alors son élévation, et les efforts de l'air restent liés invariablement à cette surface.

Il ne reste à évaluer qu'une des six inconnues : la composante, perpendiculaire au vent, du couple résultant. On l'aura en fixant la tige qui porte la plaque, non plus à la balance, mais à un levier dont l'axe d'oscillation est parallèle au vent; le moment qui établira l'équilibre est, abstraction faite de la tare, la somme du moment de la résultante générale qui est connue, et du moment qu'on veut mesurer, qui se trouvera ainsi déterminé. Avec l'addition de ce levier supplémentaire, notre balance peut donc s'appliquer au cas le plus général.

Description de l'appareil.

La tige C, qui porte la plaque (fig. 4 et Pl. II) et qui est dirigée dans la direction du vent et dans l'axe de l'ajutage, est fixée à un support

rigide DE, en forme de T. Ce support est mobile autour d'un couteau A, et subit l'effort vertical f donné par un poids P mis sur une balance. La figure montre que, quand l'équilibre est établi, le poids mis sur la balance fait connaître le moment, par rapport à l'appui A, des forces qui agissent sur la plaque et sur son support.

On fait la pesée quand la plaque est dans l'air immobile, puis quand elle est dans un vent horizontal de vitesse connue. Le moment de l'effort de l'air est la différence des deux moments trouvés successivement.

Le support E porte un deuxième couteau B, qu'on fait reposer sur son siège en raccourcissant la tige H par un excentrique G (fig. 5). La figure

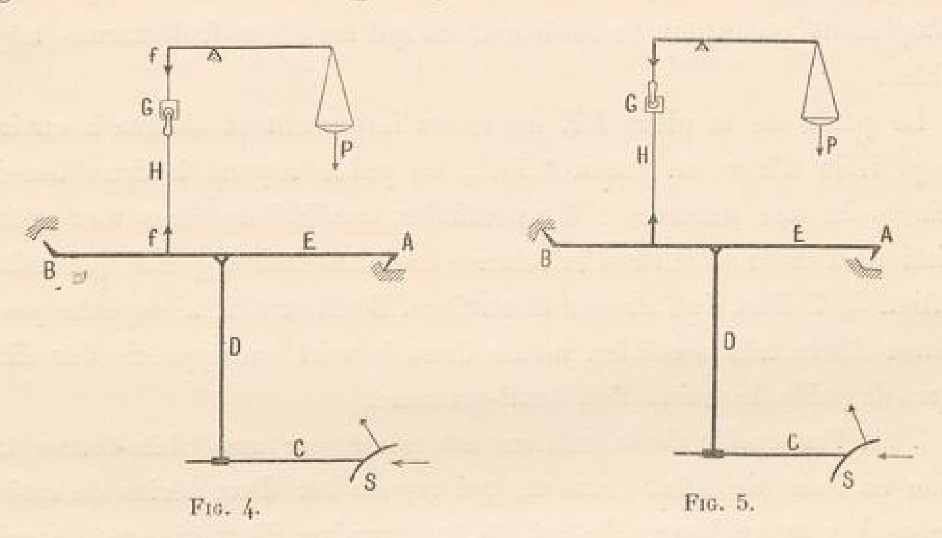


Fig. 4. Fig. 5.

montre qu'on peut, en établissant l'équilibre par la balance, mesurer le moment de l'effort de l'air par rapport à B.

Ce dispositif permet donc, par la simple manœuvre de l'excentrique, de mesurer le moment de l'effort de l'air par rapport à deux points. D'autre part, la tige C peut prendre autour de son axe quatre directions exactement rectangulaires. On peut donc, d'après ce que nous avons vu tout à l'heure, déterminer les éléments de la résultante.

La branche verticale D est une pièce en acier fondu, susceptible de petits déplacements dans une gaine attachée au plafond de la plate-forme qui porte la balance; cette gaine, étroite et amincie à l'avant et à l'arrière, protège la branche verticale de l'action du vent, sans apporter au courant un changement appréciable.

La partie horizontale E est formée de pièces obliques constituées par des cornières, et de tubes parallèles qui portent chacun deux couteaux.

Des deux paires de couteaux, ceux d'avant A, c'est-à-dire ceux du côté d'arrivée du vent, sont dirigés vers le bas et vers l'arrière, pour résister aux efforts verticaux et longitudinaux; ceux d'arrière B le sont vers le haut et vers l'arrière. Les sièges de ces couteaux portent des joues latérales, qui empêchent les couteaux de glisser le long des rainures de leurs sièges. Un levier permet de soulever les couteaux d'avant au-dessus de leurs appuis, de façon qu'en dehors des expériences aucun couteau ne fatigue.

La tige H qui relie le châssis E et le fléau de la balance les touche par des couteaux. Ainsi les parties mobiles de l'appareil ne se déplacent qu'autour de couteaux, ce qui rend les frottements négligeables.

Le poids de la pièce DE est assez important et s'élève à environ 50 *kg*. Loin d'être un inconvénient, ce poids répond à deux besoins distincts de nos mesures : il amortit les oscillations dues aux petites variations d'effort, et il rend la balance toujours stable, quelle que soit la position de l'effort de l'air sur la surface. D'ailleurs, il n'empêche pas la balance d'être très sensible : même dans le vent, on apprécie des différences de poids de moins d'un demi-gramme.

Tout l'ensemble de la balance est porté par une plate-forme très solide en bois, de $2{,}80 \times 2{,}20$ *m*, qui repose sur deux séries de moises placées à 3 *m* au-dessus du sol de la chambre d'expériences, parallèlement au courant.

Marche d'une expérience.

La marche d'une expérience est la suivante :

1° On fixe la plaque par sa double attache à la tige, en la disposant à l'inclinaison voulue. On établit l'équilibre à la balance, en mettant successivement les couteaux sur A et sur B : il faut pour cela des poids p et p_1.

2° On fait passer le vent, et on rétablit l'équilibre en mettant successivement les couteaux sur A et sur B : il faut pour cela des poids p' et p'_1, les hauteurs correspondantes étant h' et h'_1 au manomètre incliné du tube de Pitot.

3° On retourne la plaque de 180° ; on met les couteaux sur A,

et on rétablit l'équilibre par un poids p'', la hauteur au manomètre du tube de Pitot étant h''.

Disons de suite que pour connaître l'influence de la tige horizontale et des supports de la plaque, il ne suffirait pas de répéter les mesures en enlevant la plaque, puisque celle-ci protège plus ou moins la tige. On emploie le procédé suivant. On met la plaque dans la position qu'elle a occupée pendant l'expérience, mais en l'isolant de sa tige de manière qu'elle n'agisse plus sur la balance, et en la maintenant par un support spécial d'un faible encombrement; en refaisant alors les pesées, on a la part exacte qui revient, dans l'action du vent, à la tige et aux supports.

Les expériences sont faites par deux observateurs, l'un placé sur le sol de la chambre close, l'autre sur le plancher servant de support à la balance.

Bien que la vitesse du vent soit à très peu près régulière, elle présente néanmoins toujours quelques petites variations dont il faut tenir compte. L'observateur qui est à la balance établit l'équilibre rigoureux donné par l'affleurement de traits de repère et, à ce moment précis, il l'annonce par une sonnerie électrique au deuxième observateur qui regarde le manomètre et qui en fait, à haute voix, la lecture immédiate. On renouvelle plusieurs fois cette opération et lorsque, pour le même état d'équilibre de la balance, on a retrouvé à plusieurs reprises le même chiffre au manomètre, on fait la lecture des poids et on l'inscrit sur le carnet à côté de la hauteur manométrique correspondante.

En outre, on refait fréquemment, sans changer la position de la plaque, les mêmes opérations à une vitesse différente obtenue par la manœuvre du rhéostat qui se trouve dans la chambre d'expérience.

Ce rhéostat permet, comme nous l'avons déjà dit, de faire varier la vitesse du courant d'air depuis 5 *m* jusqu'à 20 *m/sec*; mais nous employons habituellement pour nos expériences une vitesse de 12 *m/sec* environ. Nous ne cherchons guère à la dépasser, parce qu'il est bien établi que les efforts peuvent être regardés comme proportionnels aux carrés des vitesses, au moins pour les limites dans lesquelles nous opérons; le fait est d'ailleurs montré par nos expériences elles-mêmes. En outre, les oscillations de la colonne manométrique étant très faibles pour de telles vitesses, les mesures sont plus précises.

Quand le centre de pression est connu et que la résultante est hori-

zontale, ce qui est le cas pour un plan régulier normal au vent, une pesée sur un seul couteau suffit. Nous la faisons cependant toujours sur les deux couteaux, un résultat vérifiant l'autre.

Calcul des résultats.

Appelons n le rapport des bras du fléau de la balance, d et d_1 les

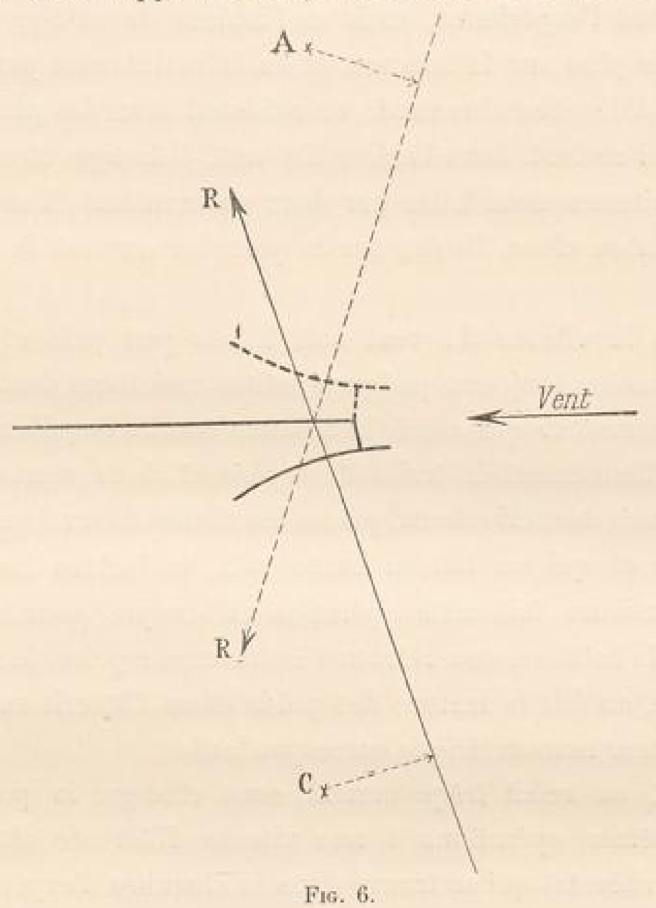


Fig. 6.

distances de la force f à A et à B (fig. 4), M et M_1 les moments du poids de la plaque et de son support par rapport à A et à B. Ecrivons les équations d'équilibre dans chacune des pesées que nous venons d'énumérer en exposant la marche d'une expérience (1) :

$$-npd + M = 0,$$
$$np_1d_1 + M_1 = 0,$$
$$-np'd + M + \mu_A = 0,$$
$$np'_1d_1 + M_1 + \mu_B = 0.$$

(1) Nous ne tenons pas compte du poids propre des organes supérieurs de la balance : il est facile de voir que les formules n'en sont pas modifiées.

La figure 6 montre que le moment par rapport à C est égal et de signe contraire au moment mesuré par rapport à A, la plaque étant retournée de 180°. L'équation de la dernière pesée est donc :

$$-np''d + M - \mu_C = 0.$$

Ces équations donnent immédiatement :

$$\mu_A = nd(p' - p),$$
$$\mu_B = nd_1(p_1 - p'_1),$$
$$\mu_C = nd(p - p'').$$

Comme les pesées sont faites avec des vitesses de vent généralement différentes, il faut rendre comparables entre eux les poids $p' - p$, $p_1 - p'_1$, $p - p''$. Nous les ramenons à ce qu'ils seraient à la vitesse de 10 *m/sec*, à la température de 15° et à la pression de 760 *mm*. Dans ces conditions, le poids du mètre cube d'air étant de 1,225 *kg*, la hauteur manométrique du tube de Pitot est

$$h = \frac{\delta V^2}{2g} = \frac{1{,}225 \times 100}{19{,}6} = 6{,}247 \, mm \text{ d'eau},$$

soit 25 *mm* au manomètre au quart (1). Les efforts de l'air, tout au moins dans les limites où l'on opère, étant proportionnels à la

(1) On remarquera que ce mode d'évaluation de la vitesse à l'aide d'une pression nous dispense de tenir compte des conditions actuelles de température et de pression atmosphérique.

En effet, on a, δ étant la densité de l'air au moment d'une expérience où la température était $t°$ et la pression H :

$$V^2 = 2g \times h_{m \text{ d'air}} = 2g \times \frac{1{,}000}{\delta} \times h_{m \text{ d'eau}} = \frac{2g}{\delta} h_{mm \text{ d'eau}}.$$

D'ailleurs :

$$\delta = 1{,}293 \frac{H}{760} \frac{1}{1 + \alpha t} = 1{,}293 \frac{H}{760} \frac{273}{273 + t},$$

puisque $\alpha = \frac{1}{273}$. On a donc :

$$V^2 = \frac{2g}{1{,}293} \frac{760}{H} \frac{273 + t}{273} h_{mm \text{ d'eau}}.$$

Pour une plaque de surface S et un effort R du vent, le coefficient K à 15° et 760 *mm* est donné par :

$$K = \frac{R}{SV^2} \frac{273 + t}{273 + 15} \frac{760}{H}.$$

Remplaçant V^2 par sa valeur, les termes t et H disparaissent, et il vient finalement

$$K = \frac{R}{S} \frac{1{,}293}{2g} \frac{273}{288} = 0{,}0625 \frac{R}{S},$$

expression indépendante de t et de H.

hauteur manométrique correspondante, il suffit de multiplier les poids $p'-p$, $p_1-p'_1$, $p-p''$ respectivement par $\frac{25}{h'}, \frac{25}{h'_1}, \frac{25}{h''}$. Les moments par rapport à A, B, C deviennent :

$$\mu_A = \frac{25}{h'} dn(p'-p),$$

$$\mu_B = \frac{25}{h'_1} d_1 n(p_1 - p'_1),$$

$$\mu_C = \frac{25}{h''} dn(p-p'').$$

Portons ces valeurs dans les équations de R_x, R_y, y (voir p. 9), en remplaçant a, b, c, d, d_1 et n par leurs valeurs ($a = 1{,}4585\ m$, $b = 1{,}499$, $c = 0{,}0804$, $d = 0{,}945$, $d_1 = 0{,}554$, $n = 7$) : nous aurons en définitive :

$$R_x = 56{,}7\left(\frac{p-p'}{h'} + \frac{p-p''}{h''}\right),$$

$$R_y = 113{,}4\frac{p-p'}{h'} + 64{,}6\frac{p_1-p'_1}{h'_1} + 3{,}04\frac{p-p''}{h''},$$

$$y = 2{,}917\frac{\frac{p-p'}{h'}}{\frac{p-p'}{h'} + \frac{p-p''}{h''}}.$$

On a d'ailleurs, en appelant θ l'angle de la résultante avec la verticale,

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{R_x}{R_y}.$$

Les valeurs de y et de θ déterminent la ligne d'application de la résultante. Quant à la grandeur de cette résultante R, elle est donnée par la relation simple :

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2}.$$

Exemple d'application.

Prenons la plaque courbe de $90 \times 15\ cm$, avec une flèche de $1{,}09\ cm$ égale à $\frac{1}{13{,}5}$ de la corde, dont nous donnons l'étude plus loin. Cette plaque étant disposée de manière que sa corde fasse avec l'horizontale un angle de 15°, nous avons trouvé dans l'air immobile :

$$p = 1.577{,}5\ gr, \qquad p_1 = 9.258{,}5\ gr.$$

Et dans le vent :

$$p' = 1.521, \quad p'_1 = 8.928, \quad p'' = 1.511,5,$$
$$h' = 28,9, \quad h'_1 = 26,5, \quad h'' = 28,0 ;$$

d'où :

$$\frac{p-p'}{h'} = 1,954, \quad \frac{p_1 - p'_1}{h'_1} = 12,46, \quad \frac{p-p''}{h''} = 2,355.$$

De nouvelles expériences avec une vitesse plus forte que la première ont donné :

$$p' = 1.505, \quad p'_1 = 8.837, \quad p'' = 1.504,5,$$
$$h' = 37,1, \quad h'_1 = 33,8, \quad h'' = 32,0 ;$$

d'où :

$$\frac{p-p'}{h'} = 1,954, \quad \frac{p_1 - p_1}{h'_1} = 12,46, \quad \frac{p-p''}{h''} = 2,353.$$

Les deux séries d'expériences sont bien concordantes.

En répétant les mesures pour déterminer, comme nous l'avons dit, l'influence de la tige seule, on a trouvé :

$$\frac{p-p'}{h'} = 0,147, \quad \frac{p_1 - p'_1}{h'_1} = -0,320, \quad \frac{p-p''}{h''} = 0,162.$$

On a donc pour la plaque seule :

$$\frac{p-p'}{h'} = 1,807, \quad \frac{p_1 - p'_1}{h'_1} = 12,78, \quad \frac{p-p''}{h''} = 2,192.$$

Portons ces valeurs dans les formules précédemment trouvées :

$$R_x = 56,6\,(1,807 + 2,192) = 226,5 \textit{ gr.}$$
$$R_y = 113,4 \times 1,807 + 64,6 \times 12,78 + 3,04 \times 2,192 = 1037 \textit{ gr.}$$
$$R = \sqrt{226,5^2 + 1037^2} = 1063 \textit{ gr.}$$
$$\operatorname{tg}\theta = \frac{226,5}{1037} = 0,218.$$
$$\theta = 12^\circ,3.$$
$$y = 2,917 \frac{1,807}{1,807 + 2,192} = 1,3175 \textit{ m.}$$

On en déduit le coefficient de résistance totale (voir p. 40) :

$$K = \frac{R}{SV^2} = \frac{1063}{0,135 \times 100} = 0,0785,$$

et les coefficients des composantes horizontale et verticale :

$$K_x = \frac{R_x}{SV^2} = 0{,}017, \quad K_y = \frac{R_y}{SV^2} = 0{,}077.$$

Enfin, pour déterminer le centre de poussée, on trace sur une épure (fig. 7) la plaque dans sa position définie, par exemple, par les distances

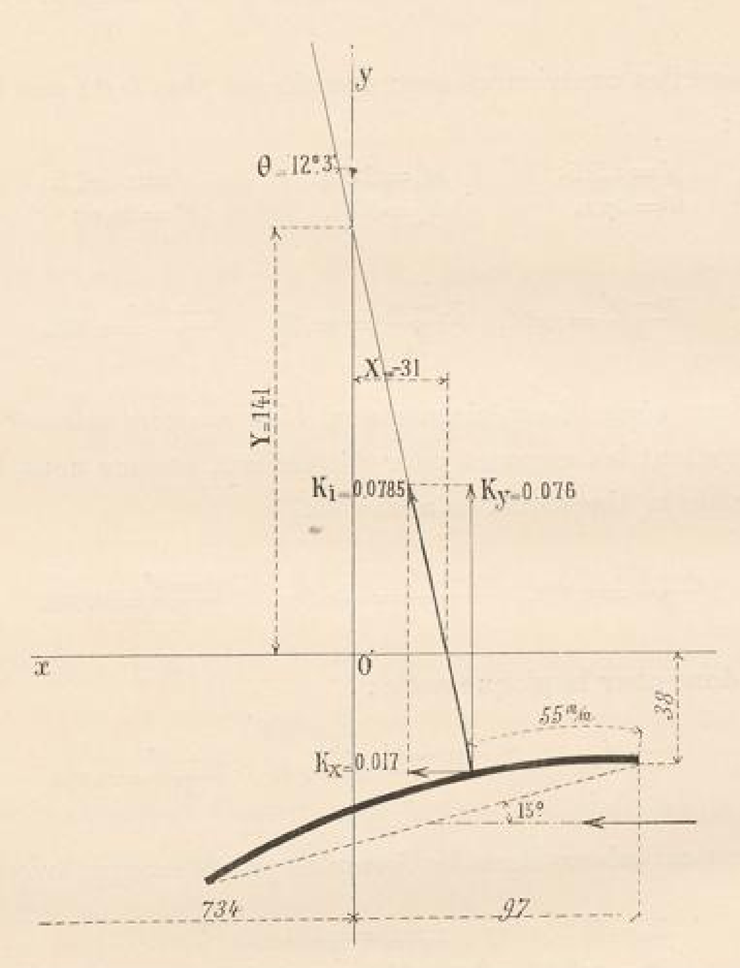


Fig. 7. — *Eléments de l'effort résultant, d'après les calculs, sur la plaque de 90 × 15 cm de flèche 1/13,5, inclinée à 15°.*

97 et 38 *mm* de son bord antérieur à la verticale du couteau A et à l'axe de la tige qui la porte, ainsi que par l'inclinaison 15° de sa corde sur le vent.

On pourrait tracer la résultante directement d'après les valeurs de y et de θ, mais il faudrait pour cela placer sur l'épure la position du couteau A, ce qui conduirait à une figure trop grande. On évite cet inconvénient en remarquant que la distance Y, comptée positivement vers le haut, du point O au point d'intersection de la ligne d'application de

la résultante avec la verticale de A, est $a - y$, c'est-à-dire $1{,}4585 - y$, et, dans l'exemple choisi, égale à

$$Y = 1{,}4585 - 1{,}3175 = 0{,}141 \; m.$$

Lorsque le point d'intersection de la résultante avec la verticale de A est en dehors des limites de l'épure, on peut considérer le point d'intersection de cette résultante avec l'horizontale Ox. L'abscisse X de ce point est reliée à Y par la relation

$$X = -Y \operatorname{tg} \theta = -[1{,}4585 - y] \operatorname{tg} \theta.$$

Dans l'exemple choisi, $X = -0{,}031 \; m$, et l'on trouve que la résultante rencontre la plaque à 55 *mm* du bord d'attaque.

Remarques.

1° Dans les cas où la résistance est horizontale et appliquée en un point connu de la surface, on obtient son intensité en divisant simplement son moment pris, par exemple, par rapport à A, par la distance verticale du centre de poussée à ce couteau.

2° En ce qui concerne la sensibilité de la balance, l'expérience montre que chacun des poids $p - p'$, $p_1 - p'_1$, $p - p''$ est connu à moins d'un centième près. On en déduit que, même si les erreurs commises dans les trois pesées ajoutent leurs effets, l'erreur qui en résulte pour les efforts est inférieure au centième de leur valeur.

§ 4. — Détermination directe des centres de poussée.

Nous avons vu que la balance permet de déterminer la position des centres de poussée. On peut obtenir cette position par une autre méthode qui donne une vérification des résultats fournis par la balance.

Sur les deux bords opposés de la plaque, et dans une ligne perpendiculaire à son plan de symétrie, on fixe deux très petites pièces qui permettent à la plaque d'osciller librement entre deux pointes situées exactement sur la même verticale (fig. 8). Quand le vent souffle sur la plaque, celle-ci s'oriente de manière que la résultante passe par l'axe

des pointes; un cadran divisé, relié à la plaque et que l'on peut lire constamment de loin sans arrêter le vent, donne l'inclinaison de celle-ci sur la direction du vent. On a donc le point d'application de la résultante pour cette inclinaison; en faisant varier progressivement la position de l'axe de rotation, et en mesurant à chaque fois l'angle correspondant, on peut relier les résultats par une courbe continue, servant à donner le centre de poussée pour une inclinaison quelconque.

L'équilibre est parfois instable; cela a lieu si le centre de poussée

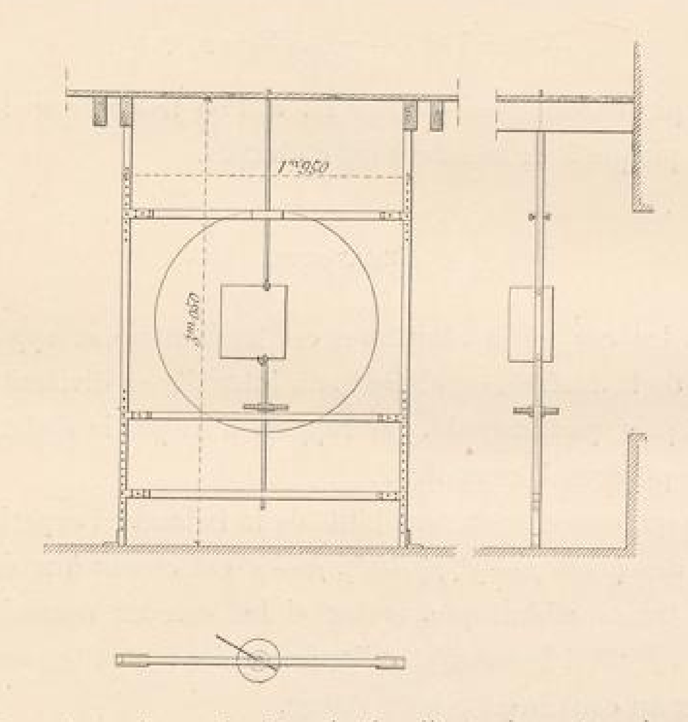


Fig. 8. — *Appareil pour la détermination directe des centres de poussée.*

se rapproche du bord d'attaque quand l'inclinaison augmente. En faisant tourner lentement à la main le cadran gradué, on se rend alors bien compte, au toucher, de l'angle d'équilibre.

Ce procédé donne évidemment les centres de poussée avec une précision plus grande que la balance, où la position de la résultante est évaluée par sa distance aux axes des couteaux qui en sont éloignés de 2 *m* et plus. Cependant, les écarts trouvés sont restés inférieurs à 5 *mm*, soit $\frac{1}{400}$, ce qui montre la précision des autres résultats fournis par la balance.

§ 5. — **Distribution des pressions à la surface d'une plaque.**

Indépendamment de la résultante totale, il est utile de connaître la répartition des pressions sur les plaques, soit à l'avant, soit à l'arrière. Ces pressions sont mesurées par un manomètre très sensible.

La plaque est percée de nombreux trous convenablement répartis, et bouchés par de petites vis affleurant chacune des faces de la plaque. A l'endroit où l'on veut expérimenter, on remplace la vis par une pièce filetée traversée dans son axe par un canal de 0,5 *mm* de diamètre (fig. 9). Sur la face que l'on étudie, la vis vient affleurer ; sur le côté opposé, elle se prolonge par une tubulure qui communique par un tuyau de caoutchouc avec le manomètre; l'autre branche de ce manomètre s'ouvre dans l'air calme de la chambre. Comme l'ouverture de la pièce filetée est très petite, les filets d'air qui viennent passer devant elle peuvent être regardés, à chaque instant, comme parallèles entre eux et à la plaque (1); il en résulte,

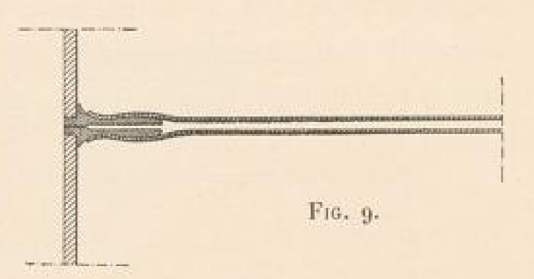


Fig. 9.

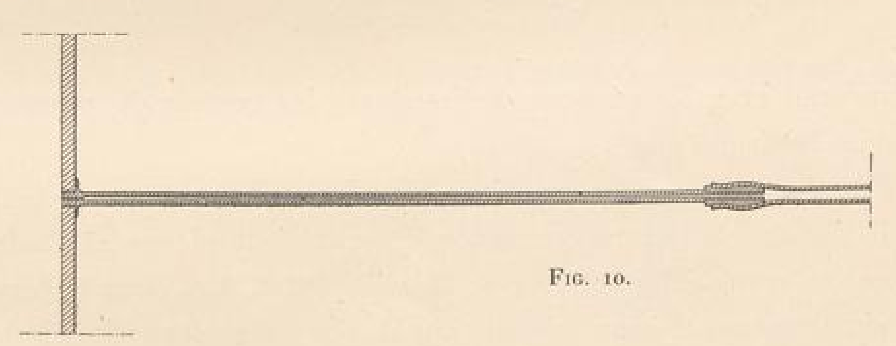


Fig. 10.

d'une part, qu'ils ne sont pas troublés par la présence de l'ouverture, d'autre part que leur pression est celle qu'ils transmettent latéralement, c'est-à-dire celle qu'on mesure.

Dans ces expériences, la plaque est fixée, par de simples fils de fer

(1) Quand on prenait la pression près du bord de la plaque, on pouvait craindre une influence exercée par la présence de l'ajutage et du tube de caoutchouc.

Le premier ajutage était alors remplacé par un autre que prolongeait un tube de moins de 3 *mm* de diamètre extérieur (fig. 10). On n'a d'ailleurs pas trouvé de différence sensible entre les résultats fournis par ces deux ajutages.

munis de tendeurs, à un grand châssis en bois représenté par la figure 11 ; ce châssis est mobile sur deux rails, et on le tire en dehors du courant d'air pour changer de place l'ajutage fileté sans arrêter le ventilateur. Avec le châssis ainsi disposé, on a, d'une part, un support qui n'exerce aucune influence sur la plaque, et, d'autre part, les mesures se font avec une grande rapidité ; mais le réglage de la plaque dans une position déterminée est assez long. Cela n'est pas un gros inconvénient lorsqu'on étudie la répartition de la pression en un grand nombre de points ; mais, quand il faut changer souvent l'inclinaison de la plaque, nous avons trouvé préférable d'immobiliser la plaque à l'angle voulu, en nous servant

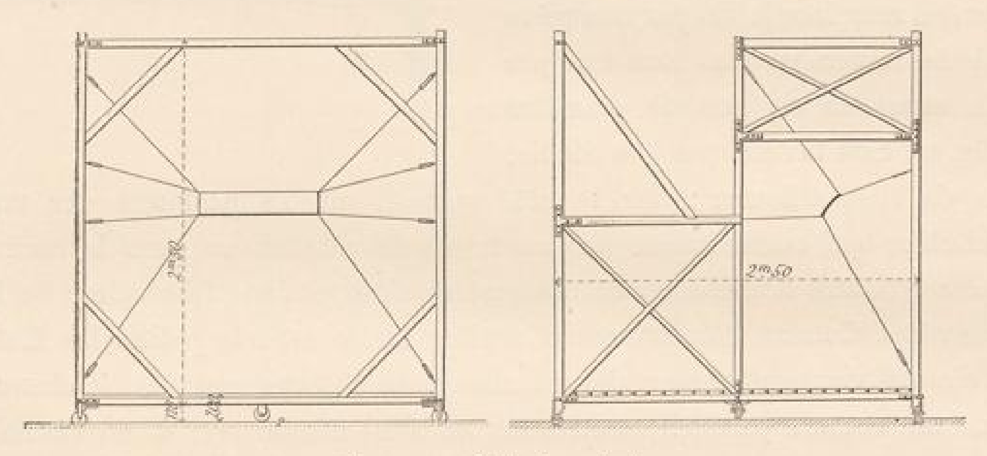


Fig. 11. — *Châssis roulant.*

de l'appareil avec lequel nous recherchons les centres de poussée, et en calant le disque gradué.

Pour les mesures des pressions, les deux observateurs restent sur le sol ; l'un fait la lecture au manomètre relié à la plaque et l'autre au manomètre communiquant avec le tube de Pitot. Les deux lectures se font simultanément à un signal donné par une sonnerie électrique déclanchée par l'un des observateurs. On fait ainsi rapidement cinq ou six lectures successives dont on inscrit les moyennes.

La mesure de ces pressions nous a donné un résultat auquel nous attachons un grand intérêt : *c'est que leur totalisation donne toujours la même poussée totale que la balance.* Ces deux procédés, si différents, se vérifient ainsi l'un par l'autre, ce qui inspire confiance dans l'exactitude de nos résultats.

§ 6. — Observation des directions des filets au voisinage des surfaces.

Les plaques que nous avons déjà expérimentées avaient un plan de symétrie parallèle au vent; nous avons relevé la direction des filets d'air dans ce plan. Dans ce but, un fil court et très léger, porté

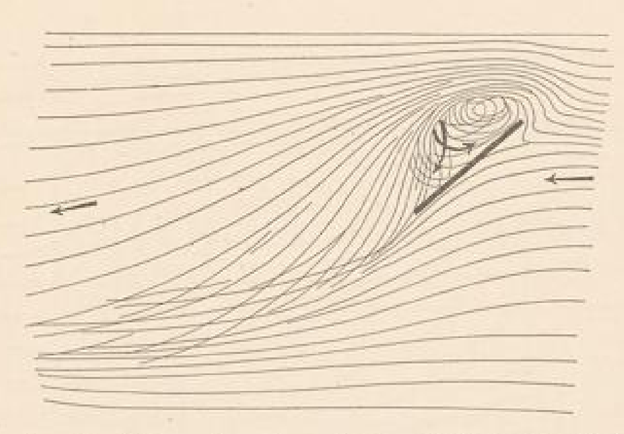


Fig. 12. — *Direction des filets autour d'une plaque carrée inclinée à 40° sur le vent.*

à l'extrémité d'une tige mince, étant placé en différents points du plan, on repère aussi exactement que possible la position et la direction du fil.

Il arrive le plus souvent, surtout à l'arrière de la plaque, que la

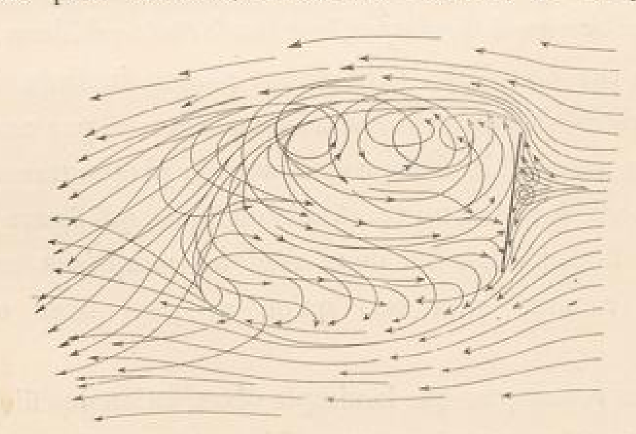


Fig. 13. — *Direction des filets autour d'une plaque carrée inclinée à 80°.*

direction du fil varie rapidement entre deux limites plus ou moins écartées. La variation de direction du fil provient, en effet, de ce que l'air trouve à chaque instant un régime d'écoulement de stabilité très

faible, de manière que la moindre influence le fait passer d'un régime à l'autre. L'observation attentive des directions du fil permet de déterminer, avec une certaine approximation, les divers écoulements. Cette étude est souvent difficile, surtout pour les plaques normales, où l'instabilité des filets est très grande. Dans ces derniers cas, on peut cependant établir un tracé schématique suffisant.

Dans la figure 12, nous donnons les directions prises par les filets,

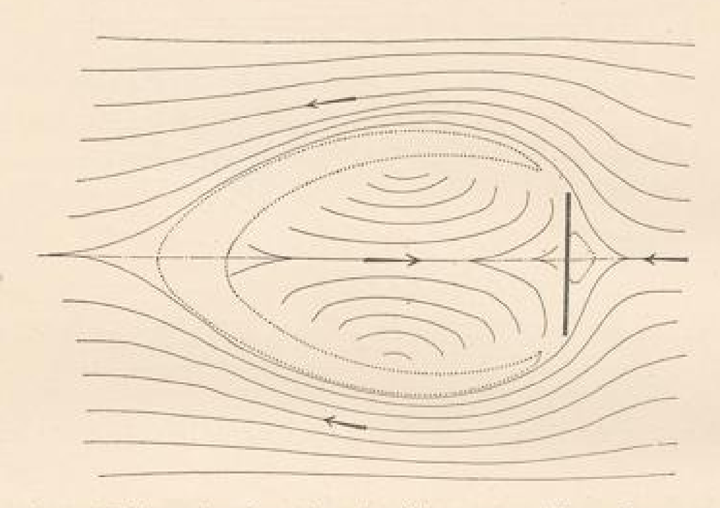


Fig. 14. — *Schéma des directions des filets autour d'une plaque carrée, normale au vent.*

au voisinage d'une plaque inclinée à 40° ; c'est à cette inclinaison qu'il se forme, à l'arrière de la plaque, les plus forts tourbillons. La figure 13, qui représente ces directions près d'une plaque inclinée à 80° montre que les filets suivent des trajectoires très variables et, par conséquent, très peu stables. Le même fait se reproduit avec la plaque normale (fig. 14) : pour celle-ci, nous donnons un tracé schématique, qui figure les directions moyennes des filets; dans les deux régions comprises entre les traits pointillés, les remous sont tels qu'on ne peut fixer une direction moyenne.

Nous ferons remarquer que la simple observation des filets d'air donne des indications sur les pressions que subissent les surfaces. Nous voyons, par exemple, qu'en passant derrière le bord d'attaque de la plaque carrée inclinée à 40° (fig. 12), les filets sont très resserrés : leur vitesse est donc augmentée, et par suite leur pression décroît. On doit donc s'attendre à trouver, à l'arrière d'une plaque carrée mise à cette inclinaison, et près

de son bord d'attaque, une diminution relativement grande de la pression de l'air ambiant, autrement dit une forte dépression : c'est ce que la mesure directe a vérifié (voir p. 47 et 78).

§ 7. — Tableaux des calculs relatifs à une plaque.

Plaque de 90 × 15 *cm*, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

Corrections pour l'influence de la tige (1).

ANGLE de la corde de la plaque et du vent	p	p_1	p_1'	h_1'	p'	h'	p''	h''	$\frac{p_1 - p_1'}{h_1'}$	$\frac{p - p'}{h'}$	$\frac{p - p''}{h''}$
—5°	1528,0	8152,0	8162,0	37	1524,0	37,0	1525,0	34,0	—0,27	0,108	0,088
10°	1588,2	8073,0	8092,5	53	1580,7	50,5	1579,0	52,5	—0,368	0,148	0,175
20°	1586,5	8073,5	8086,0	49	1580,0	44,5	1579,3	51,5	—0,255	0,146	0,140
30°	1586,5	8075,5	8083,5	50	1582,0	50,0	1583,0	50,0	—0,160	0,090	0,070
45°	1585,5	8077,5	8080,0	50	1585,0	49,5	1584,8	51,5	—0,050	0,010	0,014
60°	1586,5	8079,0	8078,5	50	1587,2	50,0	1587,5	50,0	0,010	—0,014	—0,020
90°	1583,5	8080,5	8080,0	49	1584,0	48,0	1585,5	58,5	0,010	—0,010	—0,032

(1) Dans les tableaux qui suivent, les valeurs relatives à 5°, 15° et 75° ont été obtenues par interpolation. Pour les valeurs de —8°, —4° et 0°, on a adopté la correction de tige de —5°.

Calcul des éléments des efforts sur la plaque de 90×15 — flèche $\frac{1}{13,5}$

Angles de la corde et du vent	p	p_1	p_1'	h_1'	p'	h'	p''	h''	p_1-p_1'	$p-p'$	$p-p''$	Plaque et tige $\frac{p_1-p_1'}{h_1'}$	Plaque et tige $\frac{p-p'}{h'}$	Plaque et tige $\frac{p-p''}{h''}$	Tige $\frac{p_1-p_1'}{h_1'}$
	gr	gr	gr	1/2 mm	gr	1/2 mm	gr	1/2 mm	gr	gr	gr				
−8°	1.470	9.490	9.540	24,0	1.445	23,8	1.453,5	25,6	−122	25	16,5	−5,10	1,05	0,670	
			9.560	28,0	1.439	30,0	1.451,5	28,0	−140	31	18,5	−5,00	1,06	0,660	−0,270
			9.590	35,0	1.434	35,0	1.446,5	35,0	−170	36	23,5	−4,85	1,06	0,670	
−4°	1.470	9.419	9.455	23,2	1.454	26,0	1.457	26,0	−36	18	15	−1,55	0,690	0,575	
			9.470	33,0	1.450	28,9	1.453	30,3	−51	20	19	−1,54	0,692	0,585	−0,270
			9.465	31,4	1.449,5	33,0	1.450	28,0	−46	20,5	22	−1,42	0,680	0,580	
0°	1.479,5	9.390	9.225	44,0	1.453	39,0	1.450,5	39,0	167	16,5	17	3,79	0,425	0,695	
			9.284	29,0	1.456	30,8	1.458,5	30,0	108	13,5	21	3,73	0,440	0,690	
			9.297	24,9	1.469	24,0	1.463,5	23,2	93	10,5	16	3,80	0,438	0,700	−0,270
	1.479	»	9.280	30,0	1.466	29,9	1.458	30,0	110	13	21	3,73	0,450	0,690	
	1.479,5	»	9.253	37,0	1.464	35,5	1.455,5	34,5	139	15,5	24	3,75	0,435	0,700	
5°	1.580,7	9.024,5	8.973	28,0	1.564	28,5	1.556,0	28,5	281,5	16,7	24,5	10,05	0,586	0,960	−0,360
			8.949	31,0	1.561,5	30,6	1.553,0	30,0	310,5	19,2	27,5	10,07	0,589	0,959	
10°	1.578,5	9.256	8.891	28,1	1.549	27,1	1.540	28,0	365,0	29,5	38,5	13,00	1,088	1,375	−0,368
			8.845	31,7	1.545,7	30,1	1.535	31,5	411,0	32,8	43,5	13,06	1,088	1,380	
15°	1.577,5	9.258,5	8.928	26,5	1.521	28,9	1.511,5	28,0	330,5	56,5	66,0	12,46	1,954	2,355	−0,300
			8.837	33,8	1.505	37,1	1.504,5	32,0	421,5	72,5	73,0	12,46	1,954	2,351	
20°	1.576	9.261	9.015	27,8	1.497	27,0	1.488	27,8	246,0	79,0	88,0	8,78	2,925	3,161	−0,250
			8.981	31,9	1.487	30,8	1.478	31,0	280,0	89,0	98,0	8,78	2,925	3,160	
30°	1.570,5	9.270	9.114	29,5	1.450,5	28,5	1.446,2	28,7	156,0	118,0	124,3	5,29	4,15	4,300	−0,160
			9.099	31,5	1.435,0	30,6	1.432,8	31,8	171,0	135,5	137,7	5,29	4,15	4,322	
45°	1.564,5	9.281,7	9.280,3	29,0	1.399	28,0	1.393	28,9	1,40	165,5	171,5	0,049	5,91	5,935	−0,050
			9.278,5	64,0	1.369	33,0	1.373	32,2	3,20	195,5	191,5	0,049	5,92	5,950	
60°	1.556,7	9.295	9.470	29,8	1.336	29,0	1.346	28,2	−175,0	220,7	210,7	−5,875	7,61	7,46	0,010
			9.488,5	33,0	1.307	32,8	1.316,7	32,8	−193,5	249,7	240	−5,865	7,60	7,32	
75°	1.548,5	9.310	9.645	28,3	1.290,5	29,0	1.302	28,9	−335,0	258	246,5	−11,83	8,93	8,53	0,010
			9.685	31,7	1.265,5	31,7	1.284	31,1	−375,0	283	264,5	−11,83	8,93	8,50	
90°	1.541,5	9.317,5	9.801	28,0	1.268	29,2	1.277,5	30,8	−483,5	273,5	264	−17,14	9,66	8,575	0,010
			9.861	31,6	1.238	32,4	1.258,5	33	−544,5	303,5	283	−17,12	9,66	8,575	

Angles de la corde et du vent	Tige seule $\frac{p-p'}{h_1}$	Tige seule $\frac{p-p''}{h''}$	Plaque seule $\frac{p_1-p_1'}{h_1'}$	Plaque seule $\frac{p-p'}{h'}$	Plaque seule $\frac{p-p''}{h''}$	R_1	R_2	β	T	δ	R	K_1	K_x	K_y	$\frac{K_y}{K_x}=\text{tg}\,i'$	Distances du centre de poussée au bord d'attaque: en cm	Distances du centre de poussée au bord d'attaque: en % de la largeur de la plaque
						kg	kg	mm	mm	mm	kg						
−8°	0,108	0,088	−4,71	0,949	0,580	0,087	−0,196	1810	−351,5	156	0,214	0,0158	0,0064	−0,0145	0,445	»	»
−4°	0,108	0,088	−1,53	0,580	0,481	0,061	−0,012	1578	−119,5	10°	0,061	0,0046	0,0045	−0,0009	5,10	»	»
0°	0,108	0,088	4,03	0,345	0,607	0,0525	0,297	1017	441,5	11°	0,302	0,0023	0,0039	0,0020	0,176	8,55	0,57
5°	0,150	0,262	10,40	0,438	0,798	0,070	0,726	1037	411,5	5°6	0,726	0,0537	0,0050	0,0535	0,096	6,45	0,43
10°	0,148	0,175	13,40	0,940	1,200	0,123	0,977	1280	178,5	7°2	0,988	0,0730	0,0091	0,0723	0,126	5,6	0,37
15°	0,147	0,160	12,78	1,807	2,192	0,226	1,037	1287,5	141,0	12°3	1,060	0,0785	0,0170	0,0767	0,218	5,4	0,36
20°	0,156	0,140	9,04	2,779	3,001	0,330	0,910	1345	61,5	19°9	0,969	0,0717	0,0245	0,0675	0,362	6,4	0,42
30°	0,090	0,070	5,45	4,060	4,260	0,470	0,829	1407	33,5	29°7	0,954	0,0707	0,0344	0,0612	0,570	6,7	0,45
45°	0,010	0,014	0,099	5,910	5,936	0,671	0,689	1455	3,5	44°	0,959	0,071	0,0498	0,0511	0,967	6,7	0,45
60°	−0,014	−0,000	−5,88	7,619	7,410	0,848	0,500	1478	−19,5	59°4	0,984	0,073	0,0628	0,0372	1,691	6,9	0,46
75°	−0,012	−0,006	−11,84	8,940	8,541	0,990	0,271	1491	−31,5	74°8	1,029	0,0760	0,0735	0,0200	3,65	7,1	0,47
90°	−0,010	−0,032	−17,14	9,670	8,607	1,030	0,013	1543	−85,5	89°3	1,033	0,0764	0,0761	0,001	79,1	7,5	0,50

Éléments des efforts sur la plaque courbe de 90 × 15 cm.

ÉLÉMENTS de la RÉSULTANTE	INCLINAISONS i DE LA CORDE SUR LE VENT												
	— 8°	— 4°	0°	2°5	5°	10°	15°	20°	30°	45°	60°	75°	90°
Distances d, en cm, du centre de pression au bord d'attaque	3,0	»	7,7	7,5	6,5	5,7	5,5	6,4	6,75	6,85	6,9	7,1	7,5
Résultantes R, en kg, pour un vent de 10 m/s .	0,214	0,062	0,302	0,523	0,725	0,988	1,062	0,969	0,954	0,959	0,984	1,029	1,033
Coefficients K_i de résistance totale.	0,0158	0,0046	0,0223	0,0387	0,0537	0,0730	0,0785	0,0717	0,0797	0,0710	0,0730	0,0760	0,0764
Coefficients K_x des composantes horizontales .	0,0064	0,0045	0,0039	0,0037	0,0052	0,0091	0,0170	0,0245	0,0344	0,0497	0,0628	0,0735	0,0764
Coefficients K_y des composantes verticales. . .	—0,0145	—0,0009	0,0220	0,0385	0,0535	0,0723	0,0767	0,0675	0,0622	0,0511	0,0372	0,0200	0,001
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	—0,44	—5,1	0,176	0,095	0,10	0,12	0,215	0,30	0,58	0,97	1,7	3,7	79,1
Angles θ, de la résultante et de la verticale. . . .	156°,0	101°,0	10°,0	5°4	5°,5	7°,2	12°,3	19°,9	29°,7	44°,0	59°,4	74°,8	89°,3

Avec l'appareil spécial pour les centres de poussée, nous avons obtenu pour la plaque de flèche $\frac{1}{13,5}$ les résultats contenus dans le tableau suivant, les angles positifs correspondant aux positions où la plaque est frappée par la face concave et les angles négatifs à celles où la plaque est frappée par la face convexe :

DISTANCES DU CENTRE DE POUSSÉE AU BORD D'ATTAQUE		ANGLES i de la corde et du vent en degrés	DISTANCES DU CENTRE DE POUSSÉE AU BORD D'ATTAQUE		ANGLES i de la corde et du vent en degrés
en cm	en fraction de la largeur de la plaque		en cm	en fraction de la largeur de la plaque	
11,5 à 8,5	0,767 à 0,567	0°	3	0,200	— 9°
7	0,467	3,5	4	0,267	— 17,5
6,5	0,433	5	4,5	0,300	— 27
6	0,400	6,5	5	0,333	— 33,5
5,5	0,367	11	5,5	0,367	— 46
5,5	0,367	16,5	6	0,400	— 53,5
6	0,400	17	6,5	0,433	— 66,5
6,5	0,433	21	7	0,467	— 77,4
7	0,467	69	7,5	0,500	— 90
7,5	0,500	90	»	»	»

Les tableaux qui suivent, n°s 1, 2, 3, 4, 5, 6, donnent les pressions mesurées à des points de la plaque répartis comme l'indique la figure ci-dessous.

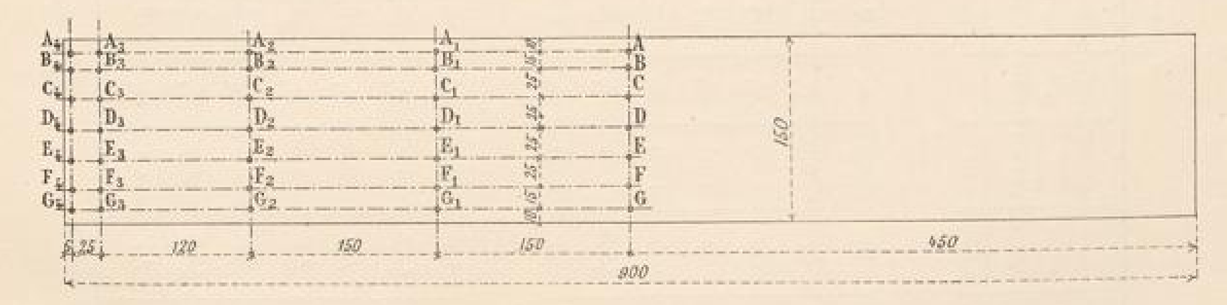


Fig. 15. — *Positions des points où sont mesurées les pressions.*

PLAQUE DE 90 × 15 *cm* ET DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$.

TABLEAU N° 1. — ***Répartition des pressions pour l'inclinaison 0°.***

POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 *m/s*	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 *m/s*	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 *m/s*	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 *m/s*	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 *m/s*
	mm	*1/4 mm*	*mm*		*mm*	*1/4 mm*	*mm*		*mm*	*1/4 mm*	*mm*		*mm*	*1/4 mm*	*mm*		*mm*	*1/4 mm*	*mm*
									FACE AVANT.										
A	- 3,9	46	—2,12	A_1	—3,4	44,3	—1,9	A_2	—4,7	47	—2,50	A_3	—5,7	53,1	—2,68	A_4	—8,4	53	—3,96
B	—1,8	47	—0,95	B_1	- 2,0	43	—1,16	B_2	—3,0	47	—1,60	B_3	—3,4	53,5	—1,59	B_4	—1,3	53	—0,60
C	2,4	46,5	1,29	C_1	1,4	48	0,73	C_2	1,2	54,5	0,55	C_3	1,3	53	0,61	C_4	1,0	53	0,47
D	3,5	45	1,94	D_1	3,2	47	1,70	D_2	3,5	54	1,63	D_3	2,2	53,5	1,03	D_4	1,0	53	0,47
E	3,4	44	1,93	E_1	3,2	47	1,70	E_2	3,7	53	1,75	E_3	2,1	52,5	1,00	E_4	0,9	50	0,45
F	2,2	43,5	1,26	F_1	2,0	45,5	1,11	F_2	2,8	51	1,37	F_3	1,5	52	0,72	F_4	0,2	54	0,09
G	0,0	43	0,00	G_1	—0,4	47	—0,21	G_2	0,0	53	0,00	G_3	—1,3	52	0,62	G_4	—2,3	53,5	—1,08
									FACE ARRIÈRE.										
A	—2,5	50	—1,25	A_1	—2,6	47,5	—1,37	A_2	—1,1	50	—0,56	A_3	—0,6	49,5	—0,30	A_4	—1,2	50	—0,60
B	—3,4	48,5	—1,75	B_1	—3,5	48	—1,86	B_2	—3,1	51,5	—1,50	B_3	—1,7	50	—0,85	B_4	—1,5	50	—0,75
C	—6,6	49	—3,37	C_1	—6,2	48	—3,20	C_2	—5,8	51,5	—2,82	C_3	—3,7	50,5	—1,83	C_4	—2,3	50	—1,15
D	—6,8	48	—3,54	D_1	—6,6	47,5	—3,48	D_2	—6,4	51	—3,14	D_3	—4,0	50,5	- 1,98	D_4	—3,0	50	—1,50
E	—6,6	48	—3,44	E_1	—5,7	47,5	—3,00	E_2	—5,6	50	—2,80	E_3	—3,8	49	—1,94	E_4	—4,0	50	—2,00
F	—4,3	48,5	—2,22	F_1	—4,3	47	—2,28	F_2	—4,3	50	- 2,15	F_3	—3,7	49	—1,89	F_4	—5,2	48,5	—2,68
G	—2,3	49	—1,17	G_1	—3,0	46	—1,63	G_2	—3,8	50,5	—1,88	G_3	—3,4	50	—1,70	G_4	—6,2	48	—3,23

PLAQUE DE 90×15 *cm* ET DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$.

Tableau n° 2. — ***Répartition des pressions pour l'inclinaison 10°.***

POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s
	mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm
									Face avant.										
A	6,7	47	3,56	A_1	7,2	52	3,46	A_2	6,6	57	2,90	A_3	1,5	53,5	0,7	A_4	0,0	52	0,0
B	6,8	53	3,21	B_1	6,7	52	3,22	B_2	6,4	55,5	2,88	B_3	3,7	53	1,75	B_4	0,9	52,5	0,43
C	6,9	53,5	3,22	C_1	6,9	52,5	3,28	C_2	6,5	55	2,95	C_3	4,2	53,5	1,96	C_4	1,0	52,5	0,475
D	6,8	53,5	3,18	D_1	6,7	54,5	3,06	D_2	6,3	54,5	2,89	D_3	4,0	54	1,85	D_4	0,5	52,5	0,24
E	6,2	53	2,92	E_1	5,4	52	2,60	E_2	5,5	55	2,5	E_3	3,3	54,5	1,51	E_4	—0,7	52,5	—0,33
F	4,2	53,5	1,96	F_1	4,0	54	1,85	F_2	4,2	55	1,91	F_3	2,3	54	1,06	F_4	—1,0	53,5	—0,47
G	0,0	53	0,0	G_1	—0,6	55,5	—0,27	G_2	—1,1	56,5	—0,49	G_3	—3,5	52,5	—1,67	G_4	—4,0	53,5	—1,87
									Face arrière.										
A	—23,7	56	—10,6	A_1	—23,3	52,5	—11,1	A_2	—22,9	53,5	—10,7	A_3	—22,2	52,5	—10,6	A_4	—14,2	52,5	—6,75
B	—23,2	56,5	—10,27	B_1	—19,3	52	—9,28	B_2	—14,9	52,5	—7,10	B_3	—5,9	53	—2,78	B_4	—4,4	53	—2,08
C	—11,7	57	—5,13	C_1	—9,7	52	—4,66	C_2	—9,3	53	—4,40	C_3	—7,6	52,5	—3,62	C_4	—6,6	52	—3,78
D	—9,3	58	—4,0	D_1	—9,0	53	—4,25	D_2	—8,7	53	—4,10	D_3	—7,6	53	—3,58	D_4	—12,2	53	—5,75
E	—7,2	57,5	—3,13	E_1	—6,9	53	—3,26	E_2	—7,0	52,6	—3,32	E_3	—7,6	53	—3,58	E_4	—15,0	53,5	—7,0
F	—3,9	52,5	—1,86	F_1	—4,4	54	—2,04	F_2	—4,5	52,5	—2,14	F_3	—7,2	51,5	—3,50	F_4	—13,9	54	—6,44
G	—3,0	54	—1,39	G_1	—3,6	54	—1,67	G_2	—3,7	52,5	—1,76	G_3	—6,2	52	—2,98	G_4	—11,4	55	—5,17

PLAQUE DE 90×15 *cm* ET DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$.

TABLEAU N° 3. — ***Répartition des pressions pour l'inclinaison 15°.***

POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s
	mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm
									FACE AVANT.										
A	8,8	52	4,23	A_1	8,7	54	4,03	A_2	8,0	53	3,78	A_3	5,5	54	2,54	A_4	2,3	53	1,08
B	7,9	54,5	3,62	B_1	7,4	53,5	3,46	B_2	7,2	53	3,40	B_3	4,7	53,5	2,20	B_4	1,2	53	0,56
C	7,6	55	3,45	C_1	7,1	52,5	3,38	C_2	7,2	54	3,34	C_3	4,7	53,5	2,20	C_4	0,8	51,5	0,39
D	6,9	54	3,20	D_1	6,4	51	3,14	D_2	6,6	53,8	3,07	D_3	4,5	53,5	2,10	D_4	0,0	50	0,00
E	6,0	54	2,78	E_1	5,35	50,5	2,65	E_2	5,6	53,8	2,60	E_3	3,5	53	1,65	E_4	— 1,2	51,2	— 0,59
F	3,5	54	1,62	F_1	3,2	50,5	1,58	F_2	3,9	53	1,84	F_3	0,4	53,5	0,2	F_4	— 1,2	51,2	— 0,59
G	— 1,5	55	— 0,68	G_1	— 1,9	53,5	— 0,89	G_2	— 1,8	53	— 0,85	G_3	— 4,0	53,5	— 1,87	G_4	— 4,0	51,5	— 1,94
									FACE ARRIÈRE.										
A	— 13,6	53,2	— 6,39	A_1	— 14,7	52,7	— 6,98	A_2	— 16,3	51	— 7,99	A_3	— 27,4	53	— 12,9	A_4	— 27,5	52	— 13,25
B	— 13,9	53	— 6,55	B_1	— 15,7	53,5	— 7,34	B_2	— 16,6	51	— 8,14	B_3	— 10,6	53,4	— 4,97	B_4	— 7,8	51	— 3,82
C	— 13	51,6	— 6,29	C_1	— 14	53,4	— 6,55	C_2	— 14,6	51	— 6,89	C_3	— 9,2	52	— 4,43	C_4	— 13,6	52	— 6,54
D	— 9,9	49	— 5,05	D_1	— 10,6	53	— 5,0	D_2	— 9,8	52	— 4,71	D_3	— 9,4	52,5	— 4,48	D_4	— 21	51	— 10,30
E	— 8,8	54,5	— 4,04	E_1	— 8,3	53,5	— 3,88	E_2	— 7,2	51,5	— 3,50	E_3	— 9,5	53	— 4,48	E_4	— 21	51	— 10,30
F	— 7,1	55	— 3,22	F_1	— 6,6	53	— 3,12	F_2	— 5,6	51,5	— 2,72	F_3	— 9,2	53	— 4,34	F_4	— 18	51,5	— 8,74
G	— 6,2	51,5	— 3,01	G_1	— 5,9	53	— 2,78	G_2	— 4,7	51	— 2,3	G_3	— 7,2	53	— 3,4	G_4	— 11	51	— 5,40

PLAQUE DE 90×15 *cm* ET DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$.

TABLEAU N° 4. — ***Répartition des pressions pour l'inclinaison 20°.***

POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s
	mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm
FACE AVANT.																			
A	9,7	55	4,41	A_1	9,1	51,5	4,42	A_2	8,7	51,5	4,22	A_3	6,25	52	3,00	A_4	2,2	52,5	1,05
B	8,0	53	3,78	B_1	7,8	52	3,75	B_2	7,4	51	3,63	B_3	5,0	51,5	2,42	B_4	1,0	52	0,48
C	7,4	53	3,50	C_1	7,2	52	3,46	C_2	6,9	51	3,38	C_3	4,9	52	2,36	C_4	0,0	52	0,00
D	6,8	52	3,27	D_1	6,5	51,7	3,14	D_2	6,4	52	3,08	D_3	4,4	53	2,08	D_4	— 0,6	51,5	— 0,29
E	5,6	52	2,70	E_1	5,0	52	2,40	E_2	5,1	51	2,50	E_3	3,6	52,5	1,71	E_4	— 1,5	51,5	— 0,73
F	2,7	52	1,30	F_1	2,55	52	1,22	F_2	2,6	52	1,27	F_3	2,4	52,5	1,14	F_4	— 1,7	52	— 0,82
G	— 2,6	51,5	— 1,26	G_1	— 3,3	51	— 1,62	G_2	— 3,6	51,5	— 1,75	G_3	— 3,4	52	— 1,63	G_4	— 4,1	52	— 1,97
FACE ARRIÈRE.																			
A	— 7,0	53	— 3,3	A_1	— 7,4	52,5	— 3,52	A_2	— 10,2	53	— 4,81	A_3	— 14,4	49	— 7,35	A_4	— 16,4	49	— 8,36
B	— 7,4	53	— 3,50	B_1	— 8,0	53	— 3,78	B_2	— 11,0	52	— 5,29	B_3	— 14,0	48	— 7,30	B_4	— 8,7	48	— 4,54
C	— 7,2	52,5	— 3,42	C_1	— 8,2	53	— 3,88	C_2	— 11,3	53,5	— 5,27	C_3	— 10,3	48,5	— 5,31	C_4	— 14,7	48	— 7,65
D	— 8,0	53	— 3,78	D_1	— 8,2	53	— 3,88	D_2	— 10,9	53,5	— 5,09	D_3	— 9,4	48,5	— 4,85	D_4	— 20,1	48	— 10,50
E	— 7,7	52,5	— 3,66	E_1	— 8,4	53,5	— 3,92	E_2	— 10,4	52	— 5,00	E_3	— 9,1	49	— 4,65	E_4	— 18,5	48,5	— 9,54
F	— 7,9	53	— 3,73	F_1	— 8,4	53	— 3,98	F_2	— 9,0	50	— 4,50	F_3	— 8,5	49	— 4,33	F_4	— 13,9	49	— 7,08
G	— 7,1	52	— 3,42	G_1	— 7,5	54	— 3,47	G_2	— 8,1	49,5	— 4,09	G_3	— 7,7	49	— 3,92	G_4	— 6,6	34	— 4,86

PLAQUE DE 90×15 *cm* ET DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$.

TABLEAU N° 5. — ***Répartition des pressions pour l'inclinaison 60°.***

POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rapportée à 10 m/s
	mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm
									FACE AVANT.										
A	11,1	55,5	5,00	A_1	9,2	52,5	4,38	A_2	8,5	52,5	3,97	A_3	7,9	53	3,72	A_4	6,3	52,5	3,00
B	10,8	54,5	4,95	B_1	9,4	52,5	4,48	B_2	9,9	52	4,75	B_3	7,4	53	3,50	B_4	4,7	53	2,22
C	9,7	54,5	4,45	C_1	8,6	53	4,06	C_2	9,7	54	4,50	C_3	7,1	53	3,35	C_4	3,6	53	1,70
D	9,3	53	4,41	D_1	7,9	52	3,80	D_2	7,5	53,5	3,50	D_3	6,5	53	3,06	D_4	2,7	53,5	1,26
E	7,9	54	3,66	E_1	7,1	53	3,35	E_2	7,0	53,5	3,27	E_3	5,9	53,5	2,76	E_4	2,2	52,5	1,05
F	6,7	52	3,22	F_1	5,6	54,5	2,56	F_2	4,8	53	2,26	F_3	5,0	53	2,36	F_4	2,3	53,5	1,06
G	2,1	52,5	1,00	G_1	1,5	54	0,7	G_2	1,0	53,5	0,47	G_3	2,3	53	1,08	G_4	1,9	53	0,90
									FACE ARRIÈRE.										
A	—3,0	52	—1,44	A_1	—3,3	52	—1,58	A_2	—5,5	53	—2,60	A_3	—4,2	54,5	—1,93	A_4	—3,2	49	—1,63
B	—1,9	53	—0,90	B_1	—3,2	53	—1,51	B_2	—4,3	53	—2,02	B_3	—3,2	53,5	—1,49	B_4	—4,5	49	—2,30
C	—2,1	52	—1,01	C_1	—4,3	52,5	—2,05	C_2	—4,9	53	—2,31	C_3	—3,5	53,5	—1,63	C_4	—3,3	48	—1,72
D	—2,4	52	—1,15	D_1	—3,2	52	—1,54	D_2	—5,2	53,5	—2,43	D_3	—3,9	52,5	—1,86	D_4	—3,1	48	—1,61
E	—2,4	52	—1,15	E_1	—3,2	53	—1,53	E_2	—4,5	53,5	—2,10	E_3	—4,2	53	—1,98	E_4	—4,5	51	—2,21
F	—2,2	52	—1,06	F_1	—3,2	53	—1,53	F_2	—4,8	53	—2,26	F_3	—4,5	50,5	—2,22	F_4	—4,6	51,5	—2,24
G	—1,9	52	—0,91	G_1	—3,2	53	—1,51	G_2	—5,0	54	—2,32	G_3	—3,9	50	—2,00	G_4	—4,8	52	—2,31

PLAQUE DE 90×15 *cm* ET DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$.

Tableau n° 6. — ***Répartition des pressions pour l'inclinaison 90°.***

POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s	POINTS de la plaque	PRESSION sur la plaque	PITOT	PRESSION rap-portée à 10 m/s
	mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm		mm	1/4 mm	mm
									Face avant.										
A	5,4	55,5	2,44	A_1	5,5	53,5	2,56	A_2	5,3	53	2,50	A_3	6,5	53	3,06	A_4	3,7	52,5	1,76
B	11	53	5,20	B_1	10,8	53	5,10	B_2	10,5	53,5	4,90	B_3	9,4	52,5	4,48	B_4	4,0	53	1,89
C	12,3	53,5	5,75	C_1	12,0	53,5	5,60	C_2	11,5	53	5,41	C_3	9,5	52	4,56	C_4	3,5	53,5	1,64
D	12,7	53	6,00	D_1	12,3	53,5	5,75	D_2	11,8	52,5	5,62	D_3	9,5	52	4,56	D_4	3,5	53,5	1,64
E	»	»	»	E_1	»	»	»	E_2	»	»	»	E_3	»	»	»	E_4	»	»	»
F	»	»	»	F_1	»	»	»	F_2	»	»	»	F_3	»	»	»	F_4	»	»	»
G	»	»	»	G_1	»	»	»	G_2	»	»	»	G_3	»	»	»	G_4	»	»	»
									Face arrière.										
A	— 4,9	52	—2,36	A_1	— 5,0	51,5	—2,42	A_2	— 6,2	52,5	—2,98	A_3	— 5,5	54	—2,54	A_4	— 5,5	52	—2,60
B	— 4,8	52	—2,30	B_1	— 4,7	52,5	—2,36	B_2	— 6,0	54	—2,78	B_3	— 5,2	52,5	—2,50	B_4	— 5,2	53	—2,48
C	— 4,5	52	—2,16	C_1	— 4,7	53	—2,23	C_2	— 5,7	53	—2,72	C_3	— 5,5	53,5	—2,55	C_4	— 5,0	52,5	—2,36
D	— 4,2	51	—2,08	D_1	— 4,5	53	—2,12	D_2	— 5,5	52,5	—2,62	D_3	— 5,5	52,5	—2,62	D_4	— 5,0	52,5	—2,36
E	»	»	»	E_1	»	»	»	E_2	»	»	»	E_3	»	»	»	E_4	»	»	»
F	»	»	»	F_1	»	»	»	F_2	»	»	»	F_3	»	»	»	F_4	»	»	»
G	»	»	»	G_1	»	»	»	G_2	»	»	»	G_3	»	»	»	G_1	»	»	»

C'est à l'aide des chiffres de ces tableaux que nous avons calculé la pression moyenne à l'avant et la dépression moyenne à l'arrière.

Voici les résultats détaillés du calcul, pour l'inclinaison de 15° :

Bord d'attaque

					Milieu de la Plaque
	2.7 −10.0	3.8 −8.4	3.8 −7.5	4.2 −6.7	3.6 −6.3
	2.7 −5.4	3.6 −7.7	3.6 −7.2	4.0 −6.8	3.2 −6.2
	2.6 −5.4	3.5 −5.8	3.3 −5.8	3.2 −5.7	3.1 −5.6
	2.4 −4.9	3.1 −4.1	2.8 −4.2	2.9 −4.4	2.7 −4.3
	1.7 −4.4	2.3 −3.0	2.4 −3.4	2.5 −3.6	2.0 −3.4
	−0.3 −3.9	0.3 −2.3	0.3 −2.5	0.8 −2.9	0.3 −2.9
Pressions moyennes	2.13	2.77	2.70	2.94	2.48
Dépressions moyennes	−5.68	−5.25	−5.10	−5.00	−4.78

Fig. 16. — *Pressions à l'avant et à l'arrière de la plaque en mm d'eau pour l'inclinaison de 15°.*

Nous avons divisé notre plaque en cinquante-quatre rectangles égaux et, à l'aide des courbes de pression, tracées directement d'après nos chiffres d'expérience, nous avons déterminé la pression moyenne dans chacun des rectangles.

Dans la figure ci-dessus, où nous avons représenté la moitié gauche seulement de la plaque, l'autre étant symétrique, le chiffre supérieur inscrit au centre de chaque rectangle est la pression moyenne dans ce rectangle et le chiffre inférieur la dépression moyenne, pour un vent de 10 *m/sec*.

La pression moyenne à l'avant est donc :

$$\frac{2 \times 2{,}13 + 2 \times 2{,}77 + 2 \times 2{,}70 + 2 \times 2{,}94 + 1 \times 2{,}48}{9} = 2{,}6\ mm.$$

Et la dépression moyenne à l'arrière est :

$$-\frac{2 \times 5{,}68 + 2 \times 5{,}25 + 2 \times 5{,}10 + 2 \times 5{,}0 + 4{,}78}{9} = -5{,}2\ mm.$$

La pression moyenne résultante est par suite :

$$2{,}6 + 5{,}2 = 7{,}8\ mm,$$

correspondant à une poussée de 7,8 *kg* par mètre carré et à un coefficient $K_i = 0{,}078$, *qui est précisément le chiffre donné par la balance,*

ce qui confirme ce que nous avons déja dit sur l'accord entre les mesures à la balance et les mesures manométriques.

Nous avons tracé sur la planche XXV, d'après les tableaux précédents, des lignes d'égales pressions, qui donnent une idée claire et complète de la répartition des pressions sur chacune des faces de la plaque dans les cas les plus intéressants. Nous reviendrons plus loin sur cette répartition.

CHAPITRE II

RÉSULTATS GÉNÉRAUX

L'exemple que nous venons de donner, et qui est relatif à une seule plaque, montre le grand nombre des calculs que comportent nos recherches. Aussi, pour tout ce qui suit, nous ne pouvons songer à reproduire dans leur entier nos tableaux de calculs (1). Tant que cela ne sera pas indispensable, nous ne donnerons même pas les résultats numériques dans le texte, afin de l'abréger ; nous les remplacerons par des graphiques tracés avec soin, qui sont plus commodes et surtout plus clairs, et qui se prêtent à des comparaisons que les tableaux de chiffres ne permettent pas.

Seulement, pour donner aux graphiques une valeur documentaire, nous conserverons la trace de nos expériences par des points indiquant les résultats obtenus directement. On pourra observer que nos résultats sont assez réguliers pour que, sauf de très rares exceptions, nous ayons toujours pu faire passer les courbes par les points d'expérience eux-mêmes.

§ 1. — Plaques carrées et rectangulaires, normales au vent.

Nos expériences de chute à la Tour Eiffel ont montré nettement que dans les conditions ordinaires de la pratique, la résistance de l'air peut être représentée par la formule :

$$R = KSV^2,$$

(1) Ces tableaux occuperaient près de 200 pages pour le relevé des carnets ; nous nous contenterons de donner en annexe les résultats numériques des expériences.

où S est la surface, V la vitesse, et K un coefficient qui dépend de la forme du corps, croît légèrement avec S, et ne dépend pas de V (1).

L'allure de nos tracés des valeurs de K indique que ce coefficient paraît tendre vers un maximum égal à 0,08, atteint pour des surfaces de l'ordre de 1 *mq*. Depuis, des expériences très probantes du Dr Stanton (2), faites au vent naturel pendant des périodes de 1 à 3 secondes dans lesquelles le vent était constant, ont donné la même valeur 0,08 pour des surfaces allant de 2 à 9 *mq*. Cette concordance semble bien justifier la réalité de cette valeur limite.

Nous nous sommes proposé, avec notre installation actuelle, de rechercher les valeurs de ce même coefficient pour de petites surfaces, à l'étude desquelles notre appareil de la Tour se prêtait mal en raison de la petitesse des efforts.

Cette nouvelle étude a porté sur des plans carrés de 10×10 *cm*,

(1) Rappelons que la *résistance unitaire* représentée par K est la résistance en kilogrammes qu'éprouve par mètre carré de surface un corps solide se déplaçant avec une vitesse de 1 *m* par seconde dans l'air ayant la densité normale.

Nous prendrons pour surface du corps la surface réelle dans le cas des surfaces normales ou inclinées, et la projection sur un plan normal au mouvement dans le cas des corps ronds. Nous adoptons, comme densité normale de l'air, sa densité 1,225 à 15° et 760 *mm*.

Pour une valeur de K = 0,08, la résistance R sera de 80 *gr* par mètre carré pour 1 *m* de vitesse, et de 8 *kg* pour 10 *m* de vitesse, qui est celle à laquelle nous réduisons tous nos résultats d'expérience.

Dans le cas où la vitesse est exprimée en kilomètres à l'heure, il faut multiplier K par $\left(\frac{1.000}{3.600}\right)^2 = 0{,}077$, et la formule devient, pour K = 0,08 :

$$R = 0{,}0062\ SV^2.$$

Pour exprimer K en mesures anglaises (livres par pied carré, miles à l'heure) il faut le multiplier par 0,0408, et le coefficient 0,08 devient 0,0033.

Enfin la formule ci-dessus est fréquemment remplacée par la suivante, qui a le grand avantage d'être indépendante des unités choisies :

$$R = z \frac{\delta}{g} SV^2,$$

dans laquelle δ est le poids spécifique de l'air, g l'accélération de la pesanteur, et z un nombre abstrait ne dépendant que de la forme du corps. Avec notre définition de K, pour lequel $\frac{\delta}{g} = \frac{1{,}225}{9{,}81} = \frac{1}{8}$, on passe de l'une à l'autre notation en posant :

$$z = 8\ K,$$

soit, pour K = 0,08 :

$$z = 0{,}64.$$

(2) Voir, p. 197, *Résistance de l'air*, par G. Eiffel, Dunod et Pinat, éditeurs.

15 × 15 *cm*, 25 × 25 *cm*; nous avons trouvé les résultats suivants, obtenus en faisant varier les vitesses de 9 à 15 *m* :

Plaque normale	de 10 × 10 *cm*.	K = 0,065.
Plaque	— de 15 × 15 *cm*.	K = 0,066.
Plaque	— de 25 × 25 *cm*.	K = 0,067.

Nous n'avons pas essayé de plaques plus grandes, parce que nous avons reconnu que pour les grandes plaques, l'emploi de la buse de

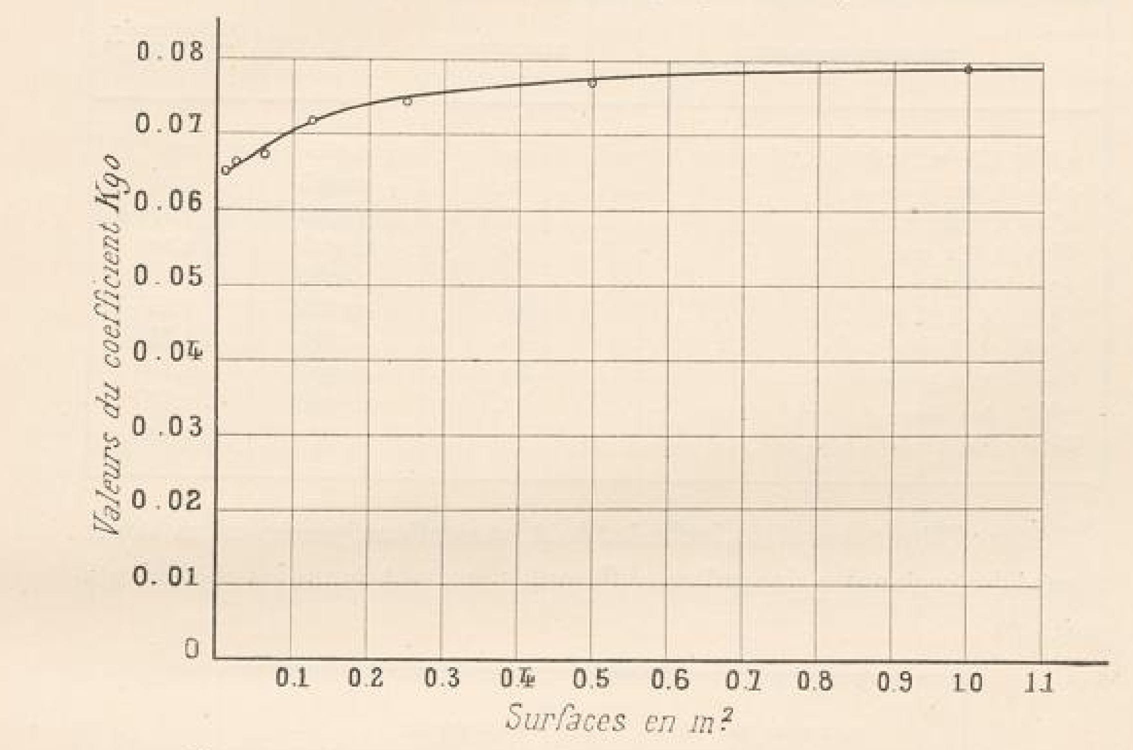


Fig. 17. — *Variation du coefficient des plaques carrées avec la surface.*

1,50 *m* dont nous disposions donnait lieu à des erreurs systématiques. Ces grandes plaques ont d'ailleurs donné avec l'appareil de chute des résultats qui nous inspirent confiance (1). En joignant aux valeurs précédentes celles qu'ont données les expériences de la Tour Eiffel, c'est-à-dire :

Plaque carrée normale	de 1/8 de *mq*,	côté 0,357 *m*.	K = 0,0716.
Plaque —	de 1/4 de *mq*,	— 0,500 *m*.	K = 0,0746.
Plaque —	de 1/2 *mq*,	— 0,707 *m*.	K = 0,0772.
Plaque —	de 1 *mq*,	— 1,000 *m*.	K = 0,0789.

(1) Il nous a paru intéressant d'exposer horizontalement notre appareil de chute devant le courant d'air du ventilateur. En avant de l'appareil se trouvait une plaque portée par la balance. Nous avons constaté par plusieurs expériences que la présence de l'appareil ne

nous avons tracé la courbe ci-dessus (fig. 17) qui représente, pour les plans carrés, *la variation du coefficient* K *avec la surface* (1).

Pour avoir la variation du coefficient avec l'*allongement*, nous avons essayé des rectangles ayant une même surface de 225 *cmq* et des longueurs différentes. Les résultats sont portés dans le tableau suivant, et reproduits graphiquement sur la figure 18.

DIMENSIONS DES PLAQUES	ALLONGEMENT	K	K (rectangle) / K (carré)
15 × 15 *cm*	1	0,066	1
18,4 × 12,25 *cm*	1,5	0,0685	1,04
26,0 × 8,6 *cm*	3	0,0705	1,07
36,9 × 6,1 *cm*	6	0,0725	1,10
47,4 × 4,76 *cm*	10	0,0755	1,145
58,05 × 3,96 *cm*	14,6	0,0825	1,25
67,05 × 3,35 *cm*	20	0,0885	1,34
82,35 × 2,7 *cm*	30	0,092	1,40
95 × 2,3 *cm*	41,5	0,0945	1,435
106 × 2,1 *cm*	50	0,097	1,47

Pour l'étude des plans inclinés, dont nous allons parler, nous avons essayé des rectangles de surfaces différentes, qui ont donné les coefficients suivants :

DIMENSIONS DES PLAQUES	ALLONGEMENT	K
22,5 × 15 *cm*	1,5	0,068
30 × 15 *cm*	2	0,070
45 × 15 *cm*	3	0,071
90 × 15 *cm*	6	0,074
90 × 10 *cm*	9	0,075
90 × 4,5 *cm*	20	0,087

Les deux tableaux concordent sensiblement : on peut donc dire que

modifiait pas le coefficient de la plaque : elle n'avait donc pas introduit d'erreur systématique dans les expériences de chute.

(1) La continuité des résultats obtenus dans les deux méthodes montre qu'une plaque en mouvement dans l'air immobile a même résistance qu'une plaque immobile dans le vent, ce qui est parfois contesté.

dans ces limites de surface, l'influence de l'allongement ne dépend pas de la grandeur de la surface.

Il semble que quand les surfaces augmentent beaucoup, l'influence de l'allongement diminue. Cela résulte des expériences faites à la Tour Eiffel, et en particulier de celles qui portaient sur des plaques de $\frac{1}{8}$ de *mq*. On le voit aussi en comparant ces résultats à ceux de nos expériences

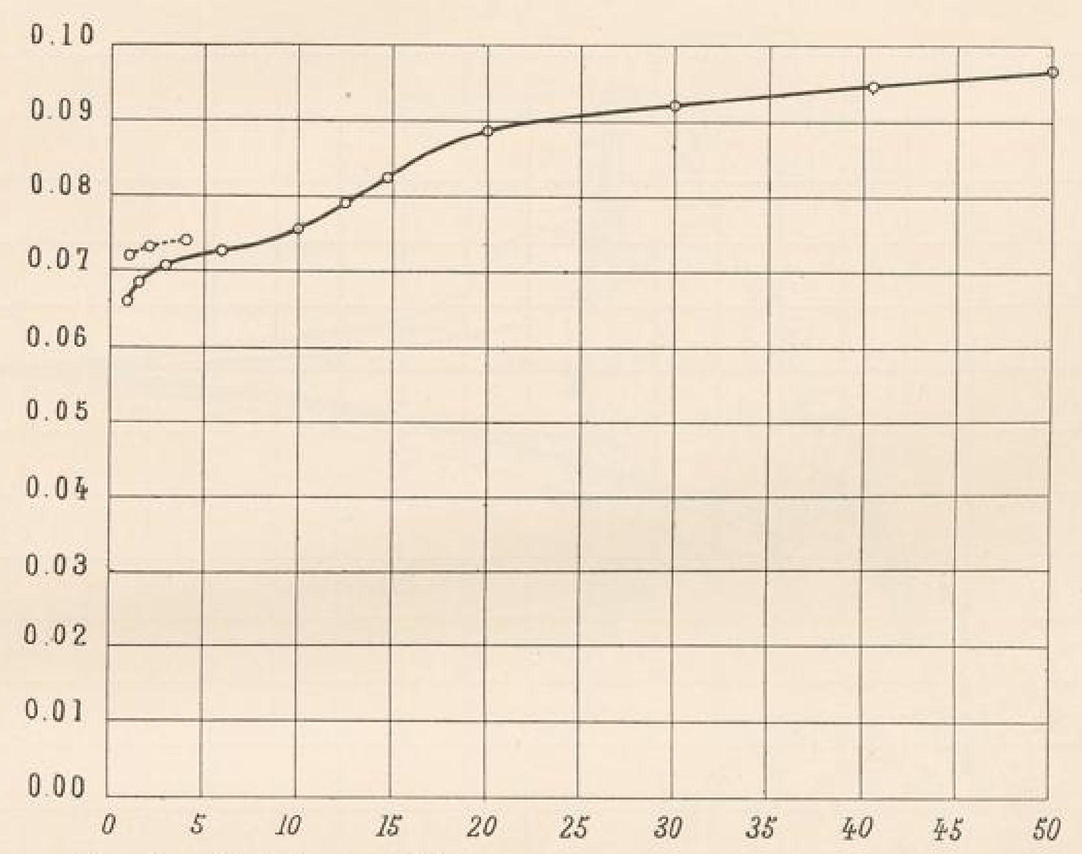


FIG. 18. — *Variation du coefficient des plaques rectangulaires avec l'allongement.*

actuelles : nous avons tracé sur la figure 18, en pointillé, la courbe relative aux plaques ayant cette surface et des allongements 1, 2 et 4 : cette courbe a la même allure que celle de nos petites plaques, mais des variations un peu moindres.

§ 2. — Carrés et rectangles inclinés.

Nous avons expérimenté à différents angles les plaques rectangulaires d'allongements 1,5 à 9, dont nous venons de parler, et la plaque carrée de

25×25 *cm*. De plus, en disposant les petits côtés perpendiculairement au vent, nous avons réalisé avec la plaque de 45×15 *cm* un rectangle d'allonge-

————	plaque de 25 x 25, allongement 1	————	plaque de 90 x 15 allongement 6
- - - - -	— d° — 22.5 x 15 — d° — 1.5	————	— d° — 90 x 10 — d° — 9
—·—·—	— d° — 30 x 15 — d° — 2	————	— d° — 15 x 45 — d° — $\frac{1}{3}$
—··—··	— d° — 45 x 15 — d° — 3	········	— d° — 15 x 90 — d° — $\frac{1}{6}$

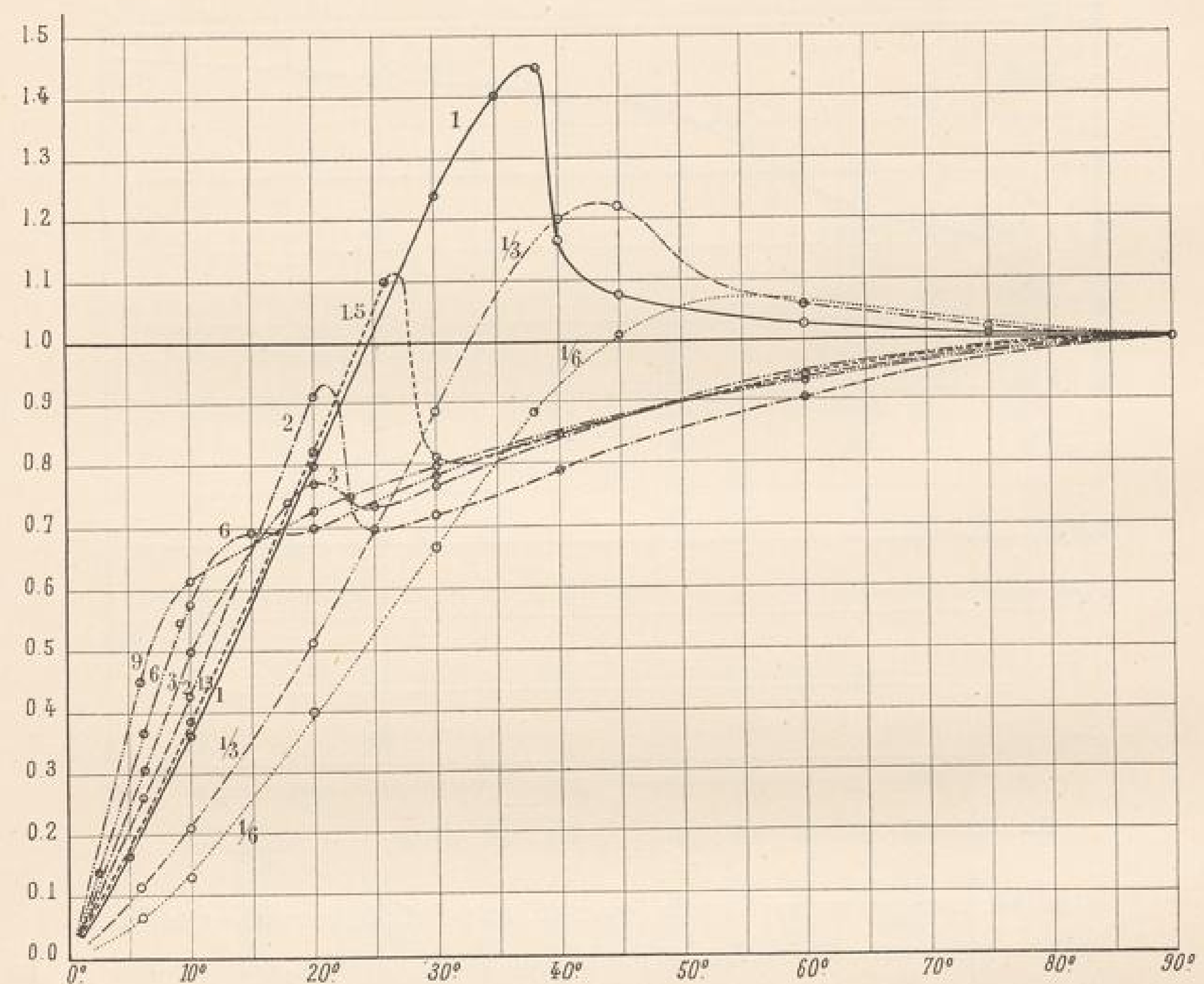


Fig. 19. — *Valeurs du rapport* $\frac{K_i}{K_{90}}$ *pour les rectangles inclinés de différents allongements.*

ment $\frac{15}{45} = \frac{1}{3}$, et avec la plaque de 90×15 *cm* un rectangle d'allongement $\frac{15}{90} = \frac{1}{6}$.

Nous avons obtenu, en donnant à chacune de ces plaques des inclinaisons variant entre 0 et 90 degrés, un grand nombre de valeurs

de la résistance unitaire K_i, dont on trouvera le détail à l'annexe.

La meilleure manière de les représenter est d'en établir le rapport à la résistance K_{90} de la même plaque frappée normalement par le vent. Ce rapport $\frac{K_i}{K_{90}}$ est évidemment le même que le rapport $\frac{R_i}{R_{90}}$ des résistances totales, qui a fait l'objet de tant de formules différentes

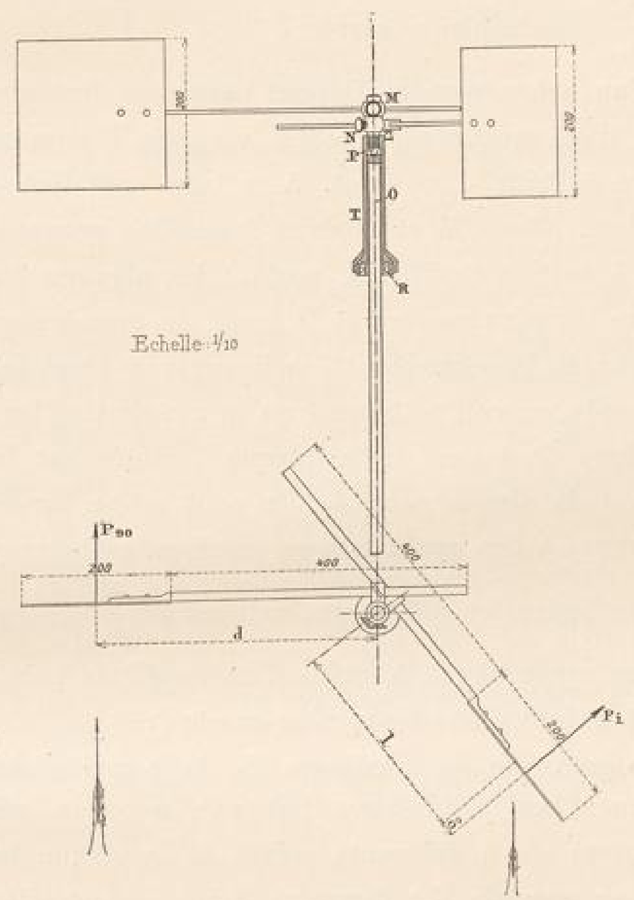


FIG. 20. — *Appareil pour la vérification de la loi du rapport* $\frac{K_i}{K_{90}}$.

(voir notre ouvrage *La résistance de l'air*, p. 120 à 152), et toutes plus ou moins inexactes. Nous estimons que ces formules doivent être abandonnées.

Nos résultats sont résumés graphiquement par la figure 19, qui montre comment varie, avec l'inclinaison, la résistance de rectangles plus ou moins allongés.

Plaque carrée. — Le diagramme met tout d'abord en évidence une

particularité remarquable des plaques carrées. Après avoir augmenté à peu près linéairement jusqu'à 35°, la poussée atteint un maximum qui dépasse de près de 45 p. 100 la poussée sur la plaque normale. Elle décroît ensuite brusquement, et, à partir de 50°, elle diminue lentement jusqu'à 90° (1).

Le petit appareil de la figure 20 nous a permis de vérifier directement cette loi des $\frac{K_i}{K_{90}}$ pour la plaque carrée.

Autour d'un arbre vertical O peut tourner à frottement doux, par l'interposition d'un roulement à billes, un tube T reposant sur l'extrémité de l'arbre à l'aide d'un pivot. A ce tube sont fixées, par des vis de pression, deux pièces M et N dans lesquelles peuvent coulisser les tiges minces, à section fusiforme, portant les plaques à expérimenter.

On dispose les plaques devant la buse, de manière que l'une étant normale au courant, la seconde ait l'inclinaison i. Dans les environs de $i = 30$ à 40 degrés, on voit nettement qu'au moment où les efforts se font équilibre, le bras de levier de la plaque inclinée est beaucoup plus petit que celui de la plaque normale. On peut même, quoique l'appareil ne soit pas propre à des constatations précises, calculer par le rapport de ces bras de levier les différentes valeurs de $\frac{K_i}{K_{90}}$: on trouve ainsi des nombres se rapprochant, à moins d'un vingtième près, de ceux que nous avons déterminés d'une façon plus exacte (2).

La valeur imprévue du maximum de la poussée semble *a priori* paradoxale. Aussi en avons-nous fait une seconde vérification en mesurant les pressions à différents points de la plaque de 25×25 *cm*, inclinée à 35° ou normale. La figure 21 donne ces pressions, ainsi que les pressions moyennes sur des rectangles de 50 *mm* de hauteur calculées aussi exactement que possible d'après le tracé des courbes d'égale

(1) L'expression de cette loi devient plus frappante si l'on part de la position normale. Supposons en effet qu'une plaque carrée, d'abord normale au vent, s'incline jusqu'à lui devenir parallèle. Pendant plus de la moitié (50°) de cette rotation, la pression non seulement ne diminue pas, mais croît ; elle subit ensuite un nouvel accroissement brusque et très considérable, puis elle décroît régulièrement jusqu'à s'annuler.

(2) Pour 35°, notamment, l'expérience a donné : $d = 465$, $l = 314$, δ (centre de poussée $= 23$; donc : $\frac{K_i}{K_{90}} = \frac{d}{l + \delta} = 1{,}38$. On avait trouvé 1,40 avec la balance.

On n'a pas essayé l'inclinaison de 37°, parce qu'au voisinage de cet angle la chute brusque de pression rend les expériences très incertaines.

pression. Les nombres supérieurs sont les pressions à l'avant de la plaque et les nombres inférieurs les pressions à l'arrière.

On trouve pour moyennes sur l'ensemble de la plaque :

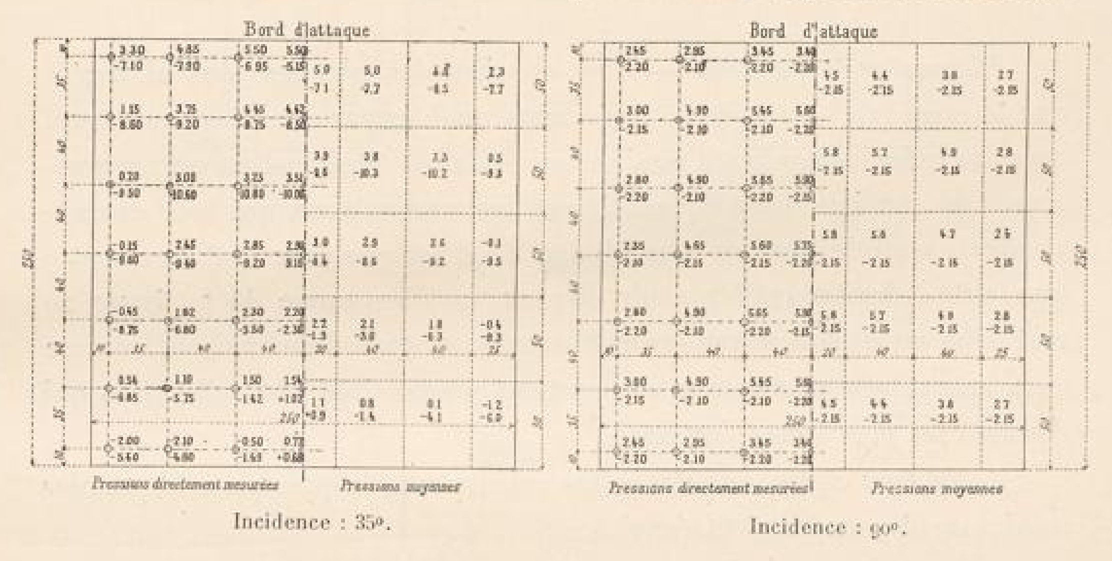
	PLAQUE INCLINÉE à 35°	PLAQUE NORMALE
	—	—
Pression moyenne à l'avant.	2,3 *mm*	4,45 *mm*
Dépression moyenne à l'arrière.	6,9	2,15
	9,2 *mm*	6,60 *mm*

Donc : $\frac{K_{35}}{K_{90}} = \frac{0,092}{0,066} = 1,39.$

La balance nous a donné des chiffres presque identiques :

$$K_{35} = 0,094, \quad K_{90} = 0,067, \quad \frac{K_{35}}{K_{90}} = 1,40.$$

Les chiffres ci-dessus montrent que c'est à la dépression à l'arrière



Incidence : 35°. Incidence : 90°.

Fig. 21. — *Pressions sur la plaque de 25 × 25 cm.*

de la plaque qu'est dû le grand accroissement de la poussée, quand on passe de la position normale à la position inclinée : tandis qu'en avant la pression diminue de moitié, en arrière la dépression triple de valeur.

On le voit mieux encore par la Planche XXIII, qui représente la répartition des pressions à différents angles. Cette planche montre aussi que la dépression à l'arrière éprouve vers 40° un brusque changement, qu'on ne retrouve pas avec un rectangle allongé (voir aussi p. 24).

Enfin, pour rechercher si ces résultats n'étaient pas erronés du fait

que le carré de 25×25 *cm* aurait intercepté une trop grande partie du cylindre de vent, nous avons comparé cette plaque à d'autres plus petites. Nous avons eu les résultats suivants (pour K_{90}, voir p. 41) :

Plaque de 10×10 *cm* à 30°. $K_{30} = 0{,}0805$. $\frac{K_{30}}{K_{90}} = 1{,}24$.

Plaque de 15×15 *cm* à 30°. $K_{30} = 0{,}0815$. $\frac{K_{30}}{K_{90}} = 1{,}24$.

Plaque de 25×25 *cm* à 30°. $K_{30} = 0{,}0830$. $\frac{K_{30}}{K_{90}} = 1{,}24$.

Les résultats sont bien identiques : les plaques expérimentées n'avaient donc pas de trop grandes dimensions.

Observons, d'autre part, que la constance de ce rapport permet d'admettre que la loi de variation avec la surface, que nous avons donnée pour les plans normaux, s'applique également aux plans inclinés.

Plaques rectangulaires. — Les courbes des plaques plus allongées que le carré (1,5 — 2 — 3 et 6) sont remarquables par une allure analogue, avec des inflexions qui vont en s'atténuant d'une façon nettement progressive. Les maxima relatifs, ainsi que les inclinaisons qui leur correspondent, sont de plus en plus faibles. Ce n'est que pour l'allongement 9 que toute inflexion semble avoir disparu. Le diagramme de la figure 20 met bien en évidence que pour les petits angles d'inclinaison, comme ceux rencontrés en aviation, ce sont les plaques les plus allongées qui donnent les plus fortes poussées.

Le tableau ci-dessous donne les valeurs numériques pour le premier maximum et pour les petits angles :

ALLONGEMENT	PREMIER MAXIMUM DE $\frac{K_i}{K_{90}}$		VALEURS DE $\frac{K_i}{K_{90}}$ AUX ANGLES		
	Valeur de $\frac{K_i}{K_{90}}$	Angle correspondant	6°	12°	20°
1	1,45	37°	0,20	0,44	0,80
1,5	1,10	26°	0,21	0,47	0,82
2	0,93	21°	0,26	0,53	0,91
3	0,77	20°	0,30	0,60	0,77
6	0,70	15°	0,37	0,66	0,70
9	»	»	0,45	0,64	0,73

Une formule générale représentant les rapports $\frac{K_i}{K_{90}}$ en fonction de l'allongement et de l'inclinaison, serait sans doute fort compliquée, étant données les allures si différentes des courbes d'expérience. Il sera beaucoup plus commode et plus sûr de faire les interpolations convenables à l'aide de notre figure. C'est un des avantages des graphiques sur les formules.

Cependant, pour les petits angles allant jusqu'à 12° (1), on peut avoir une expression simple du rapport.

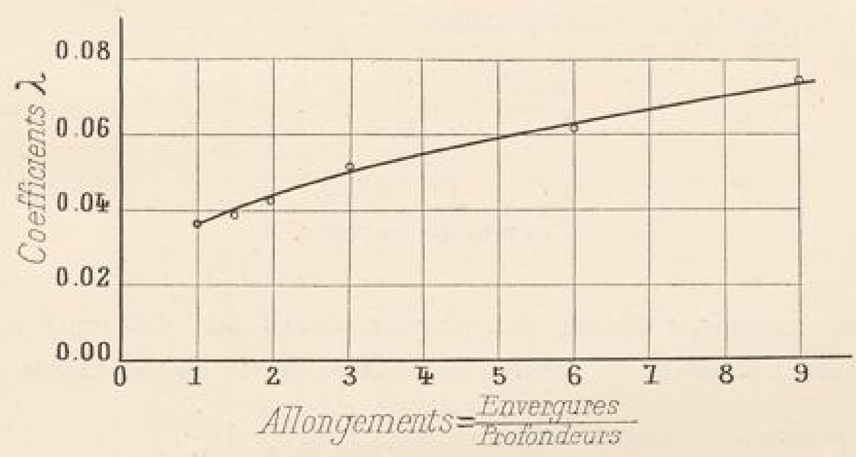


Fig. 22. — *Valeurs de* λ.

La figure 19 montre en effet que, pour ces petits angles, la poussée croît à très peu près linéairement avec l'inclinaison, c'est-à-dire que

$$\frac{K_i}{K_{90}} = \lambda \times i,$$

λ étant une constante ne dépendant que de l'allongement. Si l'on exprime i en degrés, on a :

ALLONGEMENT	VALEUR DE λ
1	0,036
1,5	0,039
2	0,043
3	0,050
6	0,061
9	0,075

On peut relier par une courbe ces différentes valeurs de λ en portant les allongements en abscisses. On obtient ainsi le diagramme ci-dessus

(1) Sauf pour l'allongement 9, où l'on ne peut aller que jusqu'à 8°.

(fig. 22), qui permet de lire immédiatement la valeur de λ pour un rectangle d'allongement compris entre 1 et 9.

Or, cette courbe peut, sans erreur notable, être assimilée à la droite représentée par l'équation simple, facile à retenir de mémoire pour un usage courant :

$$\lambda = \frac{1}{100}\left(3,2 + \frac{n}{2}\right),$$

n étant l'allongement compris entre 1 et 9. Ainsi, pour les petits angles, on peut adopter la formule approximative :

$$\frac{Ki}{K_{90}} = \left(3,2 + \frac{n}{2}\right)\frac{i^{\circ}}{100} \text{ (1)}.$$

Centres de poussée.

Pour compléter l'étude des plaques planes aux différents angles, nous avons déterminé les centres de poussée sur la plaque carrée et sur les plaques rectangulaires d'allongements 3, 6, $\frac{1}{3}$ et $\frac{1}{6}$.

Leurs positions sont données dans le diagramme de la figure 23. Les abscisses représentent les inclinaisons, et les ordonnées les distances du centre de poussée au bord d'attaque, ces distances étant exprimées en fractions de la largeur de la plaque.

(1) Le tableau ci-dessous donne l'écart entre le diagramme et la formule approximative :

ALLONGEMENT	VALEUR DE λ	
	D'APRÈS LE DIAGRAMME	D'APRÈS LA FORMULE
1	0,036	0,037
1,5	0,039	0,040
2	0,043	0,042
3	0,050	0,047
6	0,061	0,062
9	0,075	0,077

Une plus grande approximation serait sans utilité pratique.

La formule que j'avais précédemment donnée pour les plans carrés :

$$\frac{Ki}{K_{90}} = \frac{i^{\circ}}{30}$$

est remplacée par la suivante :

$$\frac{Ki}{K_{90}} = 0,037\, i^{\circ}.$$

D'après cette figure, et en admettant que la plaque, d'abord normale, s'incline progressivement sur le vent, on voit que le centre de poussée part du centre de la plaque et se rapproche de plus en plus du bord d'attaque. Pour les plaques les plus allongées, le centre de poussée se déplace lentement d'abord, puis rapidement à partir de 20°, et aboutit au quart de la plaque. Avec les plaques frappées sur leur petit côté, le

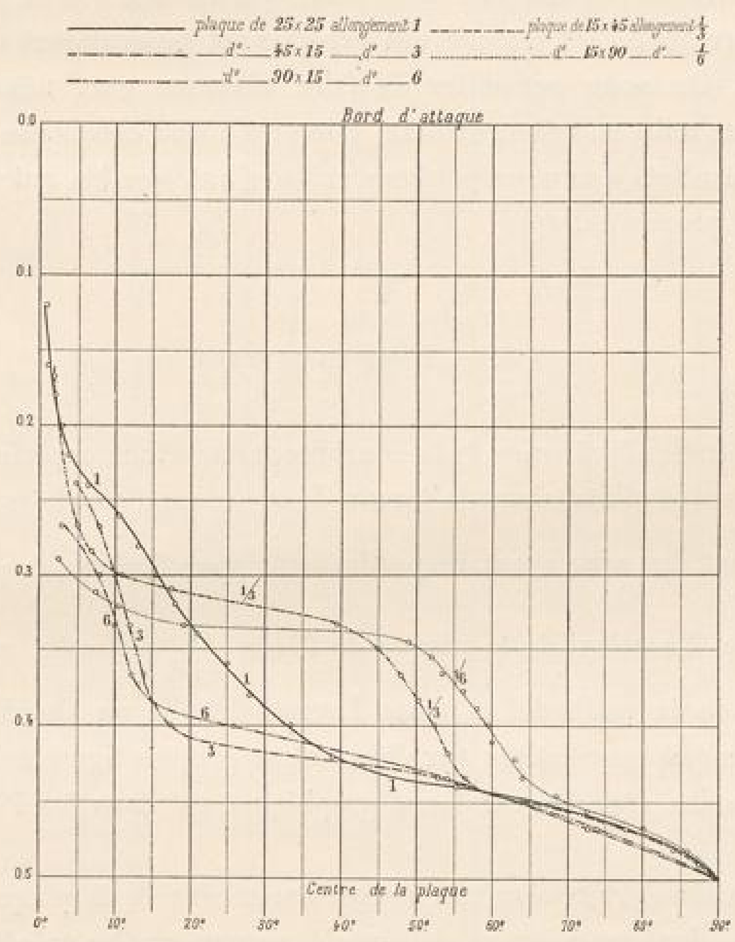


Fig. 23. — *Positions des centres de poussée sur des plaques rectangulaires de différents allongements.*

déplacement rapide se fait aux inclinaisons comprises entre 60 et 40°. La plaque carrée donne une variation intermédiaire entre les précédentes, et moins irrégulière.

Observation sur les figures 19 *et* 23. — Nous croyons que les lois représentées par les figures 19 et 23 donnent des renseignements nouveaux et complets sur la résistance des plans inclinés. Cette question

était encore mal élucidée, malgré les nombreux travaux qu'elle avait provoqués. Les résultats publiés sont très divergents. En outre, la plupart des auteurs n'avaient expérimenté que deux ou trois allongements au plus.

Le maximum très élevé de la courbe du carré, notamment, n'avait pas encore été indiqué (1). Nous-mêmes, dans nos essais à la Tour Eiffel, nous ne l'avions pas trouvé : il est vrai que nous n'avions pas expérimenté entre 30 et 45°, et que ces expériences présentaient de grandes difficultés. On nous permettra de faire observer que, néanmoins, la formule que nous en avions déduite, pour les plans carrés, se rapproche plus des résultats que nous publions aujourd'hui, que les autres lois qui avaient été proposées.

§ 3. — Plaques courbes.

Pour étudier l'influence de la courbure, nous avons expérimenté trois plaques ayant les dimensions uniformes de 90×15 *cm*, courbées circulairement suivant des arcs ayant respectivement pour flèches (2) $\frac{1}{27}$, $\frac{1}{13,5}$, $\frac{1}{7}$ de la corde. Le calcul de la plaque de flèche $\frac{1}{13,5}$ est celui qui a servi d'exemple de la méthode, et nous l'avons détaillé au chapitre I. Les valeurs numériques relatives aux deux autres plaques figurent à l'annexe. L'ensemble des résultats est donné graphiquement dans les Planches V, VI et VII.

En réunissant aux résultats d'expériences ceux de la plaque plane de 90×15 *cm*, dont nous avons déjà parlé au paragraphe précédent, nous avons tracé les courbes de la figure 24, qui mettent en évidence certaines particularités de la courbure.

Sur ce diagramme, nous avons porté en abscisses les composantes parallèles au vent K_x (résistance à l'avancement pour les aéroplanes) des

(1) M. Dines avait déjà constaté une forte poussée aux environs de 30°, mais il attribuait au maximum une valeur égale à 1,12 seulement.

(2) Ce que nous appelons *flèche*, pour la rapidité du langage, est en réalité le rapport qu'on trouve, en partant de la ligne moyenne de la plaque, entre la longueur de la flèche et celle de la corde.

efforts unitaires totaux K_r, et en ordonnées les composantes perpendi-

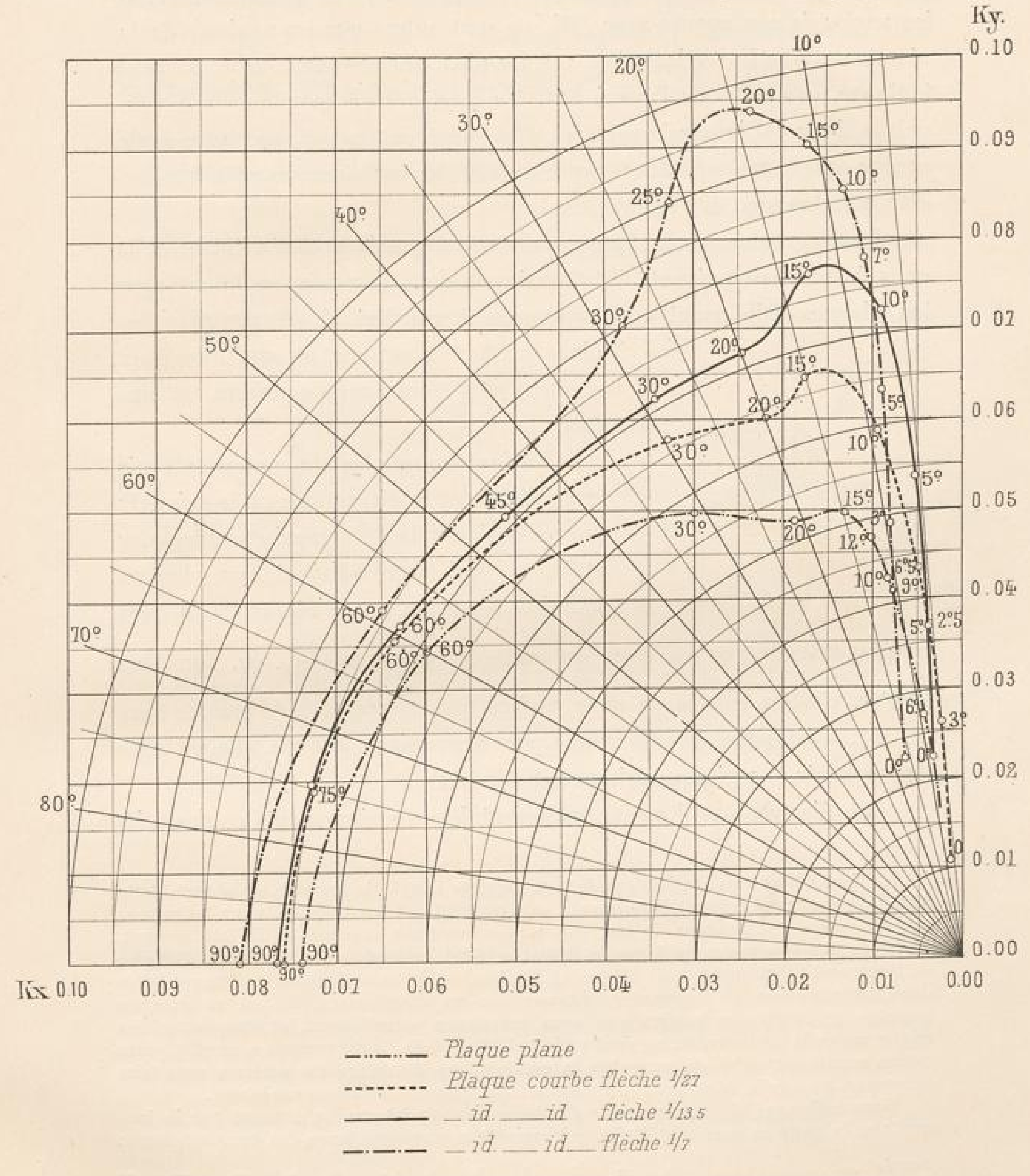


FIG. 24. — *Diagrammes polaires de plaques de 90×15 cm de différentes courbures.*

culaires K_y (sustentation pour les aéroplanes). Les rayons vecteurs des

courbes représentent ainsi $\sqrt{K_x^2 + K_y^2}$, c'est-à-dire l'effort unitaire K_i, et les angles de ces rayons avec OK_y ne sont autres que les angles θ de la résultante avec la verticale (fig. 25). De plus, sur chaque courbe, on peut indiquer, comme nous l'avons fait, les angles correspondants i d'inclinaison de la corde sur le vent (1). On représente ainsi, par une seule courbe que nous appelons *courbe polaire*, les variations corrélatives des cinq grandeurs K_i, K_x, K_y, θ et i.

Le diagramme de la figure 24 montre que la poussée totale et la poussée verticale présentent un maximum dans le voisinage de 15° pour les plaques faiblement ou moyennement courbes et de 20° pour les plaques à forte courbure, ce maximum étant d'autant plus élevé que la courbure est plus forte.

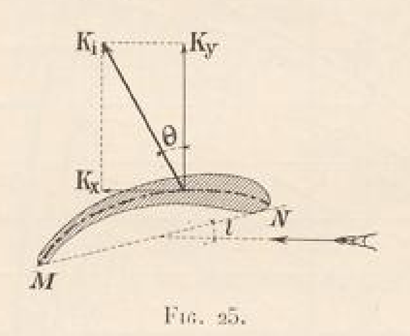


Fig. 25.

Un des résultats les plus importants mis en évidence par ce diagramme est le suivant : pour les valeurs de K_y comprises entre 0,04 et 0,075, qui correspondent aux charges unitaires usuelles en aviation (2), la plus avantageuse de nos surfaces est celle de courbure $\frac{1}{13,5}$, car, dans ces limites, c'est la courbe de cette surface qui se rapproche le plus de l'axe des K_y, c'est-à-dire que pour une poussée verticale donnée, elle est celle qui présente la moindre résistance horizontale.

Ces diagrammes donnent également des renseignements comparatifs

(1) Nous définissons l'inclinaison de la surface par l'angle de sa corde et du vent. Cette définition purement géométrique nous a paru préférable à toute autre, pour les raisons données page 87. Si dans le cas actuel nous voulions, comme on le fait souvent, partir de l'inclinaison pour laquelle l'effort vertical est nul, nous n'aurions l'origine de nos courbes qu'après avoir déterminé l'inclinaison initiale; de plus, les erreurs faites dans cette mesure se répercuteraient sur tous les diagrammes. Il faut en excepter toutefois le diagramme polaire que nous examinons actuellement, et dans lequel les angles marqués sur la courbe seraient seuls mal déterminés. Ce diagramme a, en effet, entre autres avantages, celui de permettre la comparaison de différentes surfaces sans faire intervenir, pour cela, l'angle conventionnel d'inclinaison de la surface sur le vent.

Nous indiquons les angles en degrés ; beaucoup d'aviateurs les donnent par la tangente ou la pente en pour cent. Voici incidemment la correspondance des deux notations :

Degrés.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Pente p. 100	2	4	5	7	9	10	12	14	16	18	19	21

(2) Pour une vitesse de 20 *m/sec*, ces chiffres correspondent en effet à des charges comprises entre 16 et 30 *kg* par mètre carré.

sur l'inclinaison de la résultante. Les angles portés sur les courbes montrent que, à partir de 15° pour les surfaces à moyenne ou à faible courbure et de 30° pour la plaque de flèche $\frac{1}{7}$, on a très sensiblement $\theta = i$, c'est-à-dire que la résultante est alors normale à la corde.

Pour les petits angles, la résultante est d'abord en arrière de la normale à la corde, puis en avant; ce résultat se voit plus nettement sur les planches IV, V, VI et VII, où, dans des diagrammes spéciaux, nous avons représenté les valeurs de θ en fonction de celles de i.

Ces planches comprennent aussi des diagrammes à grande échelle

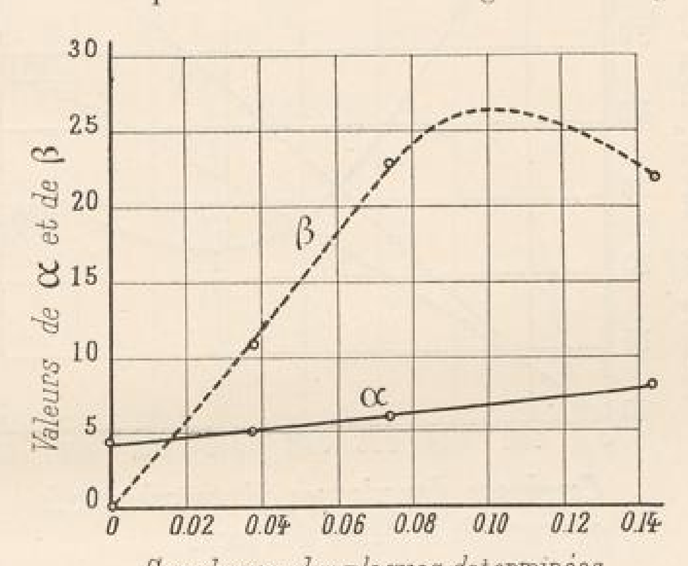


Fig. 26.

donnant, en fonction de l'inclinaison i, la poussée unitaire et ses composantes, pour les petits angles de l'aviation.

Nous avons cherché à relier ces résultats par des formules applicables à toutes les flèches comprises entre o et $\frac{1}{7}$.

Les diagrammes montrent que de o à 10° la poussée verticale est très sensiblement proportionnelle à l'angle i d'inclinaison de la corde sur le vent; la poussée horizontale a une allure parabolique, et par suite, dans son expression en fonction de i, doit entrer un terme du deuxième degré au moins.

Cela nous a conduit à poser, i étant exprimé en degrés :

$$K_y = \frac{1}{10^3}(\alpha i + \beta), \qquad K_x = \frac{1}{10^4}(Ai^2 + Bi + C)\ (1).$$

Pour valeurs des coefficients α, β, A, B, C, on peut employer les nombres qui mesurent les ordonnées des courbes des figures 26 et 27. Celles de ces ordonnées qui correspondent aux courbures de nos plaques représentent

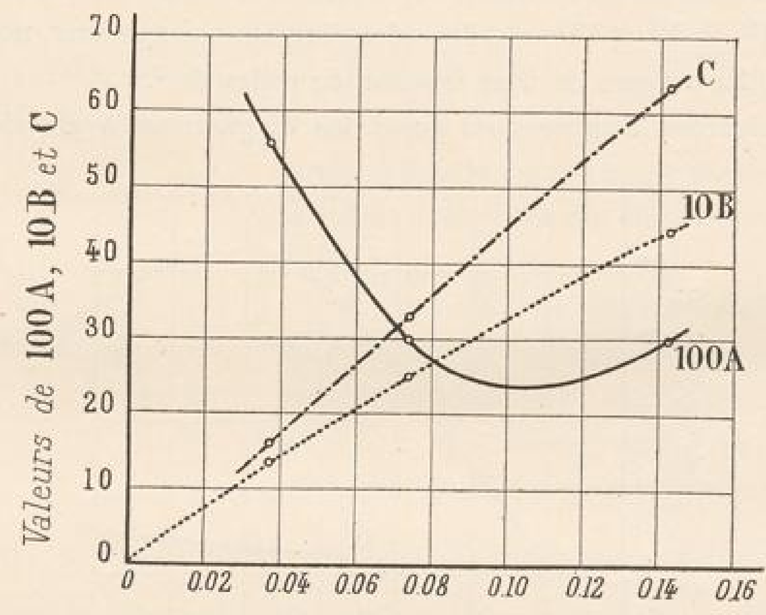


Fig. 27.

nos résultats avec une approximation tout à fait suffisante, comme on peut s'en assurer (2).

(1) Le terme C, qui représente la poussée sur la plaque plane lorsque celle-ci est parallèle au vent dépend en grande partie de l'épaisseur de la plaque. Celle que nous avons expérimentée avait une épaisseur de 3 *mm*. La surface de la tranche était de $90 \times 0{,}3 = 27\ cm^2$, et elle était égale par conséquent au $\frac{90 \times 0{,}3}{90 \times 15} = \frac{1}{50}$ de la surface de la plaque. Pour les très petits angles, cette tranche joue donc un rôle très important, que nous n'avons pas cherché à supprimer (en amincissant le bord de la plaque) parce que dans la réalité les ailes d'aéroplanes ont toujours sur les bords une épaisseur de plusieurs centimètres.

(2) Ainsi, pour la plaque de flèche $\frac{1}{13{,}5} = 0{,}074$, inclinée à 5°, on trouve par les formules :

$$K_y = \frac{1}{10^3}(6 \times 5 + 23) = 0{,}053,$$

$$K_x = \frac{1}{10^4}(0{,}30 \times 5^2 + 2{,}5 \times 5 + 33) = 0{,}0053,$$

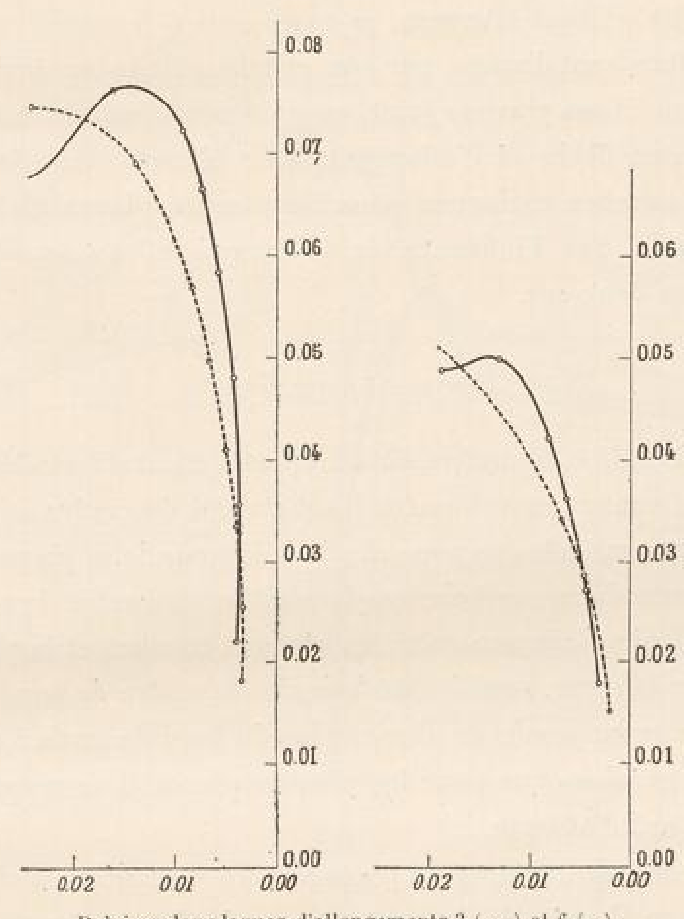
et par l'expérience :

$$K_y = 0{,}0535, \qquad K_x = 0{,}0051.$$

Ces courbes permettent des interpolations faciles.

Comme exemple d'application, considérons une plaque de flèche $\frac{1}{20} = 0,05$. D'après les figures 26 et 27 :

$\alpha = 5,5, \qquad \beta = 15, \qquad 100\,A = 45, \qquad 10\,B = 17,5, \qquad C = 22.$



Polaires des plaques d'allongements 3 (.....) et 6 (—).

Fig. 28. — *Plaques courbes.* Fig. 29. — *Plaques planes.*

Donc :

$$K_y = \frac{1}{10^3}(5,5\,i + 15), \qquad K_x = \frac{1}{10^4}(0,45\,i^2 + 1,75\,i + 22).$$

Et pour $i = 4°$, par exemple :

$$K_y = 0,037, \qquad K_x = 0,0036.$$

Avec une plaque de 90×15 *cm*, non exactement circulaire, il est vrai, mais de flèche $\frac{1}{20}$ (aile analogue à l'aile Wright, pl. XIII), nous avons obtenu des valeurs identiques :

$$K_y = 0,037, \qquad K_x = 0,0036.$$

Remarque sur l'influence de l'allongement. — L'allongement paraît avoir, sur la résistance des plaques courbes aux petits angles, une action du même ordre que sur la résistance des plaques droites. Pour nous en rendre compte, nous avons expérimenté jusqu'à 20° une plaque de flèche $\frac{1}{13,5}$ et d'allongement 3. (Voir à l'Annexe, p. 144.)

Les résultats sont donnés, par une courbe polaire en trait pointillé, sur la figure 28. Nous y avons joint, en trait plein, la polaire de la plaque courbe de même flèche et d'allongement 6; et nous avons tracé, sur la figure 29, les courbes analogues pour les plaques planes d'allongements 3 et 6. On voit que l'influence de l'allongement est sensiblement la même dans les deux cas.

Centres de poussée.

Les courbes de la figure 30, où sont portés en abscisses les angles de la corde et du vent et en ordonnées les distances du centre de poussée au bord d'attaque, exprimées en pour 100 de la largeur de la plaque, font connaître l'influence de la courbure sur la position du centre de poussée.

La principale différence entre les plaques courbes et la plaque plane réside dans ce fait que, *pour les petits angles*, le centre de poussée sur une plaque courbe se rapproche de plus en plus du bord de sortie à mesure que l'angle diminue, alors que pour les plaques planes il se rapproche constamment du bord d'attaque.

Les courbes des centres de poussée sont discontinues dans le voisinage de zéro degré. Si le vent frappe la face concave, pour un angle donné le centre de poussée est d'autant plus rapproché du bord d'attaque que la courbure est plus faible. Si le vent frappe au contraire le dos de l'aile, pour un angle donné le centre de poussée est d'autant plus rapproché du bord d'attaque que la courbure est plus forte.

Pour les petits angles utilisés par les aéroplanes, nous avons cherché des formules analogues à celles des K_x et des K_y, et donnant, en fonction de la courbure d'une aile, les éléments nécessaires à la détermination du centre de poussée. Nous avons assimilé les branches de courbe à des arcs de parabole en posant :

$$\delta = \frac{1}{100}(ai^2 - bi + c),$$

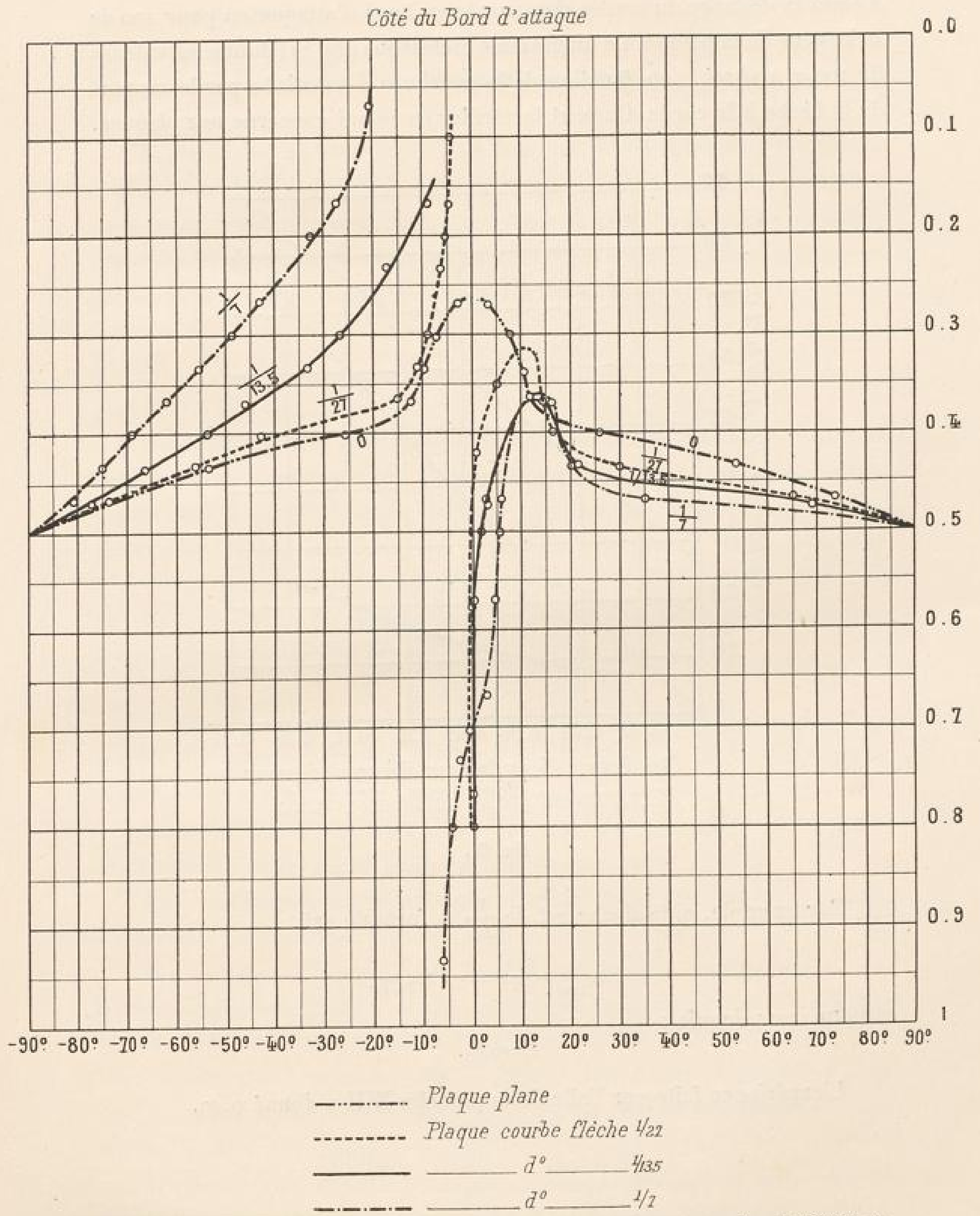


Fig. 30. — *Positions des centres de poussée sur des plaques plane et courbes de 90×15 cm aux différentes inclinaisons.*

δ étant la distance du centre de poussée au bord d'attaque en pour 100 de la largeur de la plaque. Le diagramme ci-dessous (fig. 31) donne les valeurs de 100 a, 10 b et c en fonction de la courbure déterminée par le rapport de la flèche à la corde. On peut le vérifier en ce qui concerne nos plaques.

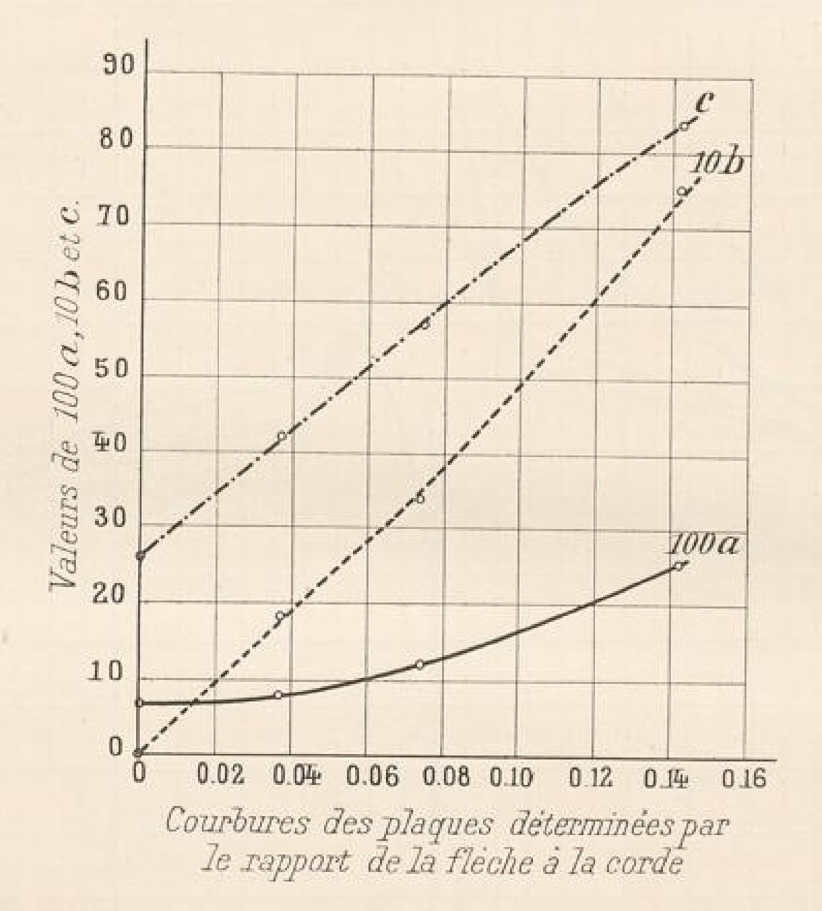


Fig. 31.

Par exemple, si la flèche est de $\frac{1}{20}$, la formule est :

$$\delta = \frac{1}{100}(0{,}09i^2 - 2{,}4i + 47),$$

et pour $i = 4$ degrés :

$$\delta = 0{,}39.$$

L'expérience faite sur l'aile de la planche XIII a donné 0,40.

§ 4. — Surfaces parallèles.

Nous avons d'abord étudié, en fonction de l'écartement, l'influence mutuelle de deux disques, de deux rectangles et de deux treillis parallèles et se recouvrant, frappés normalement par le vent. Nous avons complété cette étude par celle de surfaces parallèles planes ou courbes faiblement inclinées sur le vent, employées dans les aéroplanes biplans.

I. — Plans perpendiculaires a la direction du vent.

La balance portait dans une première série de mesures l'ensemble des deux surfaces expérimentées. Dans une deuxième série, la surface avant, placée dans la même position, était fixée à un support indépendant, comme pour nos tarages habituels de la tige de la balance. Cette deuxième série nous a fait connaître les poussées sur la surface arrière seule, et, par différence avec les chiffres de la première série, nous en avons déduit les efforts sur la surface avant.

a) *Disques parallèles.* — Les figures 32 et 33 donnent nos résultats relatifs à l'ensemble de deux disques parallèles de 30 *cm* de diamètre et dont nous avons fait varier l'écartement depuis zéro jusqu'à 90 *cm*.

Dans la figure 32, les chiffres inscrits sont les poussées en kilogrammes par mètre carré pour un vent de 10 *m/sec.*

Les coefficients K, représentés dans la figure 33, ont été calculés en prenant pour surface 707 cm^2, surface d'un seul disque.

On voit que la poussée sur l'ensemble décroît à mesure que l'écartement augmente, jusqu'à ce que ce dernier atteigne 45 *cm*, c'est-à-dire 3 fois le rayon. Cette poussée augmente ensuite progressivement avec l'écartement. Pour 90 *cm*, elle est de 9,5 *kg*, alors que la poussée sur deux disques isolés serait de $6,75 \times 2 = 13,5$ *kg*. La réduction d'effort est donc encore, malgré le grand écartement, de $13,5 - 9,5 = 4$ *kg*.

L'examen des résultats relatifs au disque protégé montre que ce disque est tout d'abord attiré vers le disque avant. L'effort d'attraction est maximum pour l'écartement de 45 *cm* et il est alors de 2,6 *kg*. Cet

effort diminue ensuite et pour 75 *cm*, il a changé de sens et est devenu une poussée effective qui s'ajoute à la poussée sur le disque avant.

Quant à cette dernière, on voit qu'elle est à peu près indépendante de

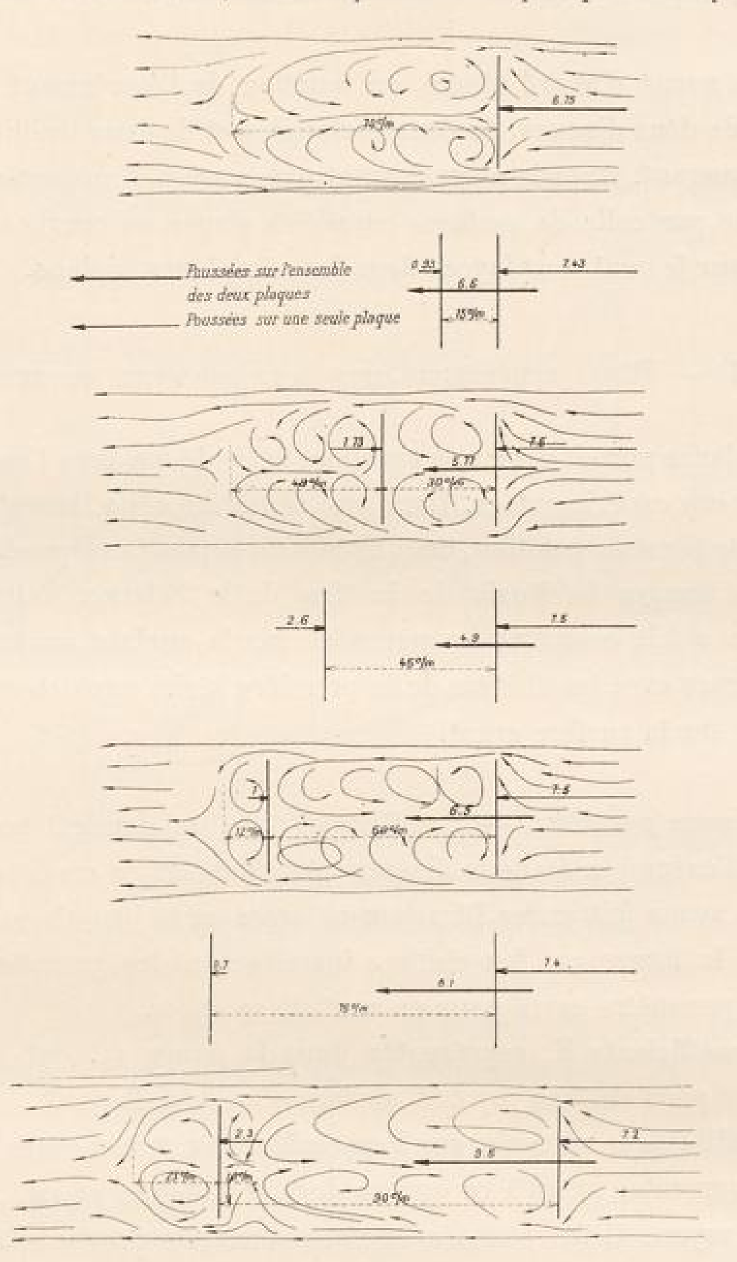


Fig. 32. — *Poussées sur deux disques parallèles.*

l'écartement, mais elle est toujours légèrement supérieure à la poussée exercée sur un disque isolé (7,5 *kg* au lieu de 6,75).

Une expérience directe nous a montré que les choses se passent bien ainsi. Nous avons disposé sur une tige parallèle au vent deux disques de

Poussées sur des disques parallèles de 30% de diamètre

Vue d'un disque

300

Echelle 1/20

Poussées résultantes sur l'ensemble

Poussées sur la plaque avant

Poussées sur la plaque arrière

Surface d'un disque = 707 cm^3

Les coefficients K sont calculés en comptant pour surface 707 cm^2 surface d'un seul disque

K

0.10 0.09 0.08 0.07 0.06 0.05 0.04 0.03 0.02 0.01 0.00 -0.01 -0.02 -0.03

Distance exprimée en diamètres 1 2 3

10 20 30 40 50 60 70 80 90

Distances exprimées en cm.

FIG. 33. — *Poussées unitaires sur les disques parallèles.*

30 *cm*, dont l'un est fixe et dont l'autre, placé derrière le premier et soutenu par une légère armature, est mobile le long de la tige (fig. 34). Avec un

écartement supérieur à 68 *cm*, ce disque est repoussé ; avec un écartement inférieur, il est attiré et progresse contre le vent jusqu'à ce qu'il vienne toucher le premier disque.

Pour compléter l'étude du phénomène, nous avons déterminé par le manomètre les pressions en avant et en arrière de chacune des plaques en disposant celles-ci comme l'indique la figure 35. Nous avons trouvé

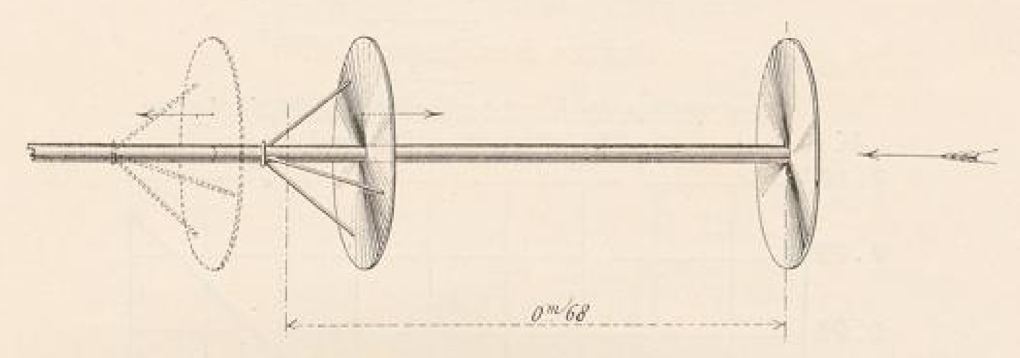


Fig. 34. — *Déplacements d'un disque protégé contre le vent.*

les résultats suivants, qui rendent compte de la cause du mouvement du disque :

ÉCARTEMENTS des disques	DISQUE AVANT			DISQUE ARRIÈRE			PRESSION moyenne résultante totale
	pression moyenne à l'avant	pression moyenne à l'arrière	pression moyenne résultante	pression moyenne à l'avant	pression moyenne à l'arrière	pression moyenne résultante	
cm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm
0 (un seul disque)	5,0	— 1,9	6,9	»	»	»	6,9
15	5,0	— 2,7	7,7	— 3,0	— 2,1	— 0,9	6,8
45	5,0	— 2,7	7,7	— 2,8	— 0,2	— 2,6	5,1
68	5,0	— 2,3	7,3	— 0,1	— 0,1	0,0	7,3
90	5,0	— 2,2	7,2	1,2	— 1,1	2,3	9,5

Ce tableau, qui nous semble intéressant, montre que, quel que soit l'écartement, la pression à l'avant du premier disque est constante, et que pour un écartement de 0,68 *cm*, soit un peu plus de 2 diamètres, la pression et la dépression moyennes sont très faibles. Nous ajouterons que dans ce dernier cas ce ne sont pas seulement les moyennes, mais les valeurs en chaque point qui sont presque nulles. (Voir à l'annexe, page 150.)

L'examen des filets nous a montré que, dans l'espace compris entre les deux disques, prennent naissance des tourbillons dont l'intensité

augmente avec l'écartement. On constate dans les environs de l'axe du système un mouvement de l'air qui paraît appelé vers l'arrière de la plaque avant. Ce n'est que pour les écartements de 75 *cm* et au-dessus que l'air revient en partie frapper la plaque protégée.

A l'arrière de l'ensemble, existe un cône de tourbillons dont la hauteur varie, avec l'écartement des disques, depuis 70 *cm* pour un

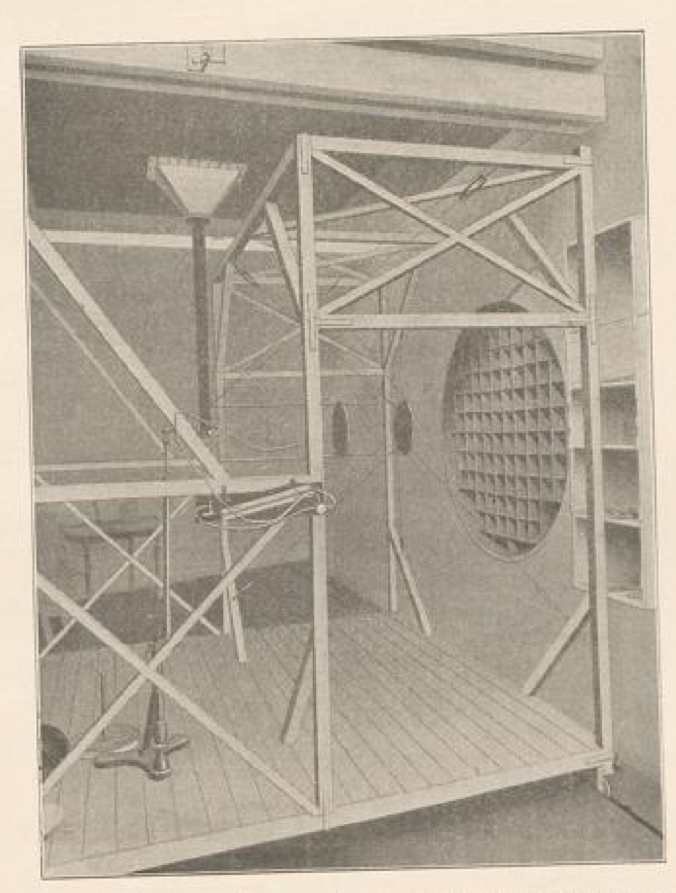


Fig. 35. — *Mesure des pressions sur deux disques parallèles.*

disque isolé jusqu'à 12 *cm* pour deux disques écartés de 60 ou 75 *cm*.

b) *Rectangles parallèles.* — Les figures 36 et 37 donnent nos résultats relatifs à deux rectangles parallèles de 40 *cm* sur 20 *cm*, dont l'écartement a varié depuis 0 jusqu'à 90 *cm*.

Les résultats confirment ceux que nous venons de donner pour les disques parallèles, car les phénomènes observés présentent les mêmes caractères.

C'est pour l'écartement de 40 *cm* que se produit le minimum de poussée sur l'ensemble.

La poussée sur le rectangle avant est indépendante de l'écartement et légèrement supérieure à la poussée sur un rectangle isolé (1).

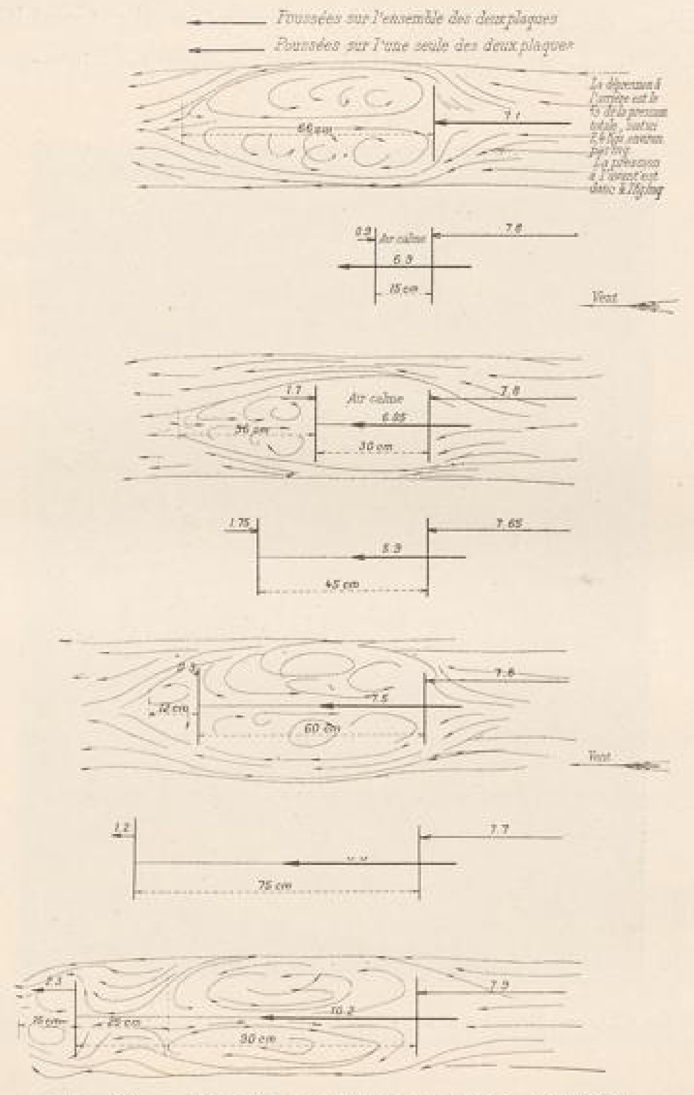


Fig. 36. — *Poussées sur deux rectangles parallèles.*

c) *Treillis parallèles.* — Chacun des treillis qui composaient l'ensemble que nous avons étudié avait pour dimensions $20{,}2 \times 40{,}3$ *cm*. La surface des pleins était de 442,5 cm^2 et celle des vides 372,5 cm^2.

(1) Ces phénomènes ont des applications dans d'assez nombreuses circonstances, notamment pour les voiles de navire dans les parties qui sont en recouvrement. On voit un autre exemple dans les courses de bicyclettes, où le cycliste est « entraîné » par une motocyclette qui le précède.

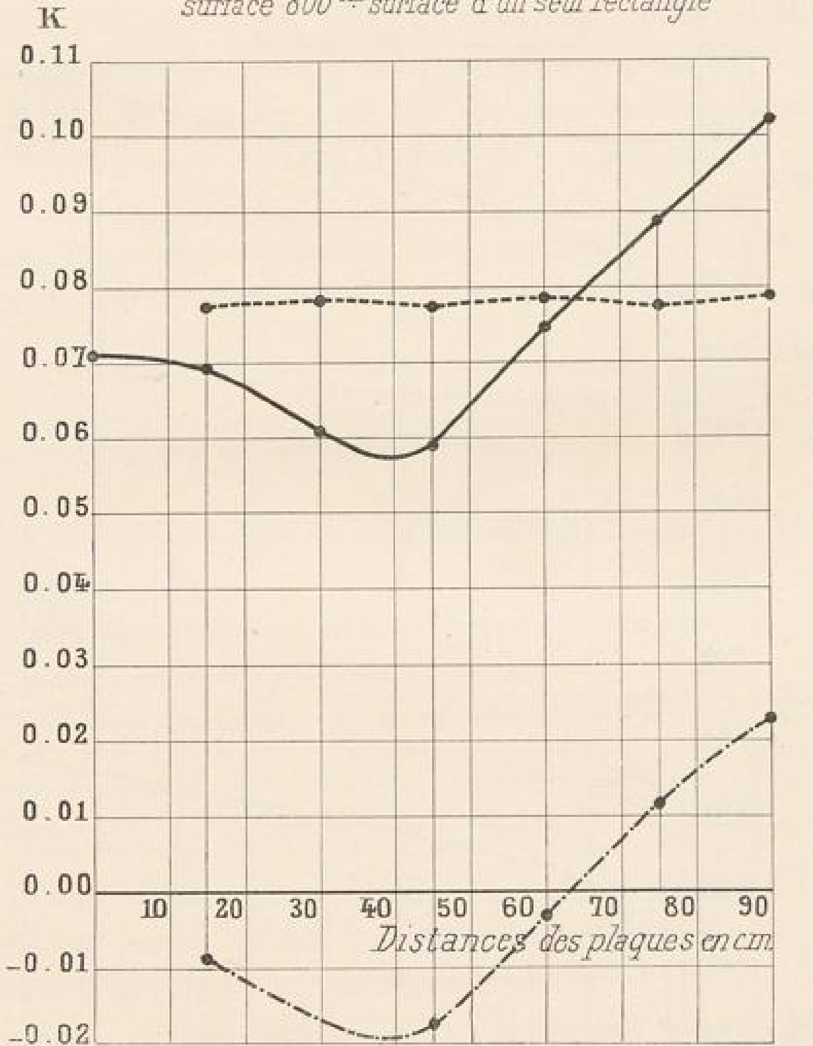


Fig. 37. — *Poussées unitaires sur les rectangles parallèles.*

Les coefficients K ont été calculés en prenant pour surface 442,5 cm^2, surface des pleins d'un seul treillis.

Poussées sur des treillis parallèles de 20.2×40.3

Vue d'un treillis *Ech. 1/20*

Surface des pleins de chaque treillis 442 cm² 5

— d° — vides — d° — 371 cm² 6

202

403

Les efforts R sont les poussées en grammes qu'un vent de 10 m.s exercerait sur les treillis expérimentés

Les coefficients K sont calculés en comptant pour surface 442 cm² 5 surface des pleins d'un seul treillis

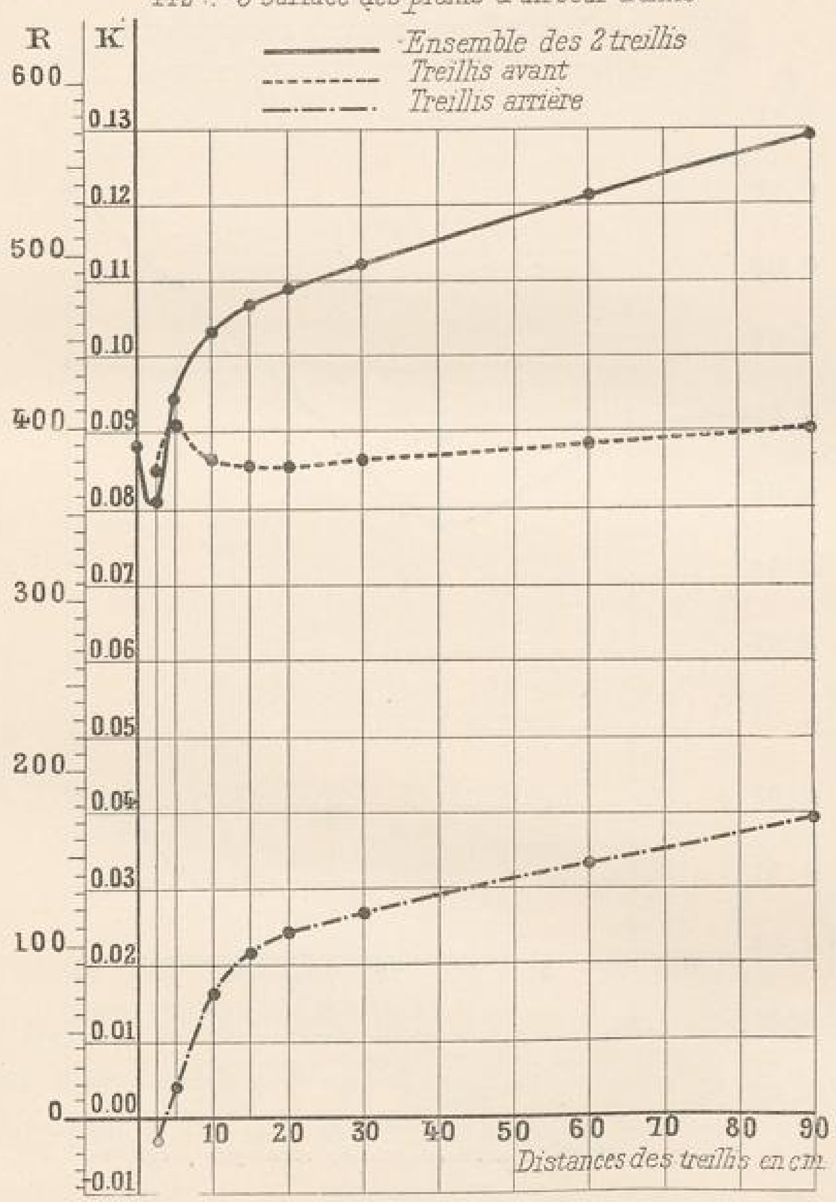


Fig. 38. — *Poussées unitaires sur les treillis parallèles.*

Les courbes de la figure 38 montrent que, comme dans les cas précédents, la poussée résultante passe par un minimum pour l'écartement, très faible d'ailleurs, de 2,5 *cm*; mais l'effet de protection est bien moins sensible que pour les surfaces pleines.

La poussée sur le treillis avant est à très peu près uniforme. La poussée sur le treillis protégé, d'abord très faible, croît rapidement jusqu'à ce que l'écartement soit à peu près égal à la hauteur du treillis. A ce moment, elle est environ le tiers de la poussée sur le premier treillis ; elle croît ensuite lentement.

A 90 *cm*, le coefficient K est de 0,128, représentant, pour un vent de 10 *m/sec*, un effort de 12,8 *kg* sur l'ensemble de deux treillis dont les pleins de chacun auraient 1 m^2. Si ces deux treillis étaient isolés, comme K serait alors de 0,088, l'effort qu'ils supporteraient serait de : $8{,}8 \times 2 = 17{,}6$ *kg*, au lieu de 12,8 *kg*. On voit donc que, même pour un écartement de 90 *cm*, l'effet de protection est encore très sensible. L'effort sur le treillis d'arrière est alors moins de la moitié de l'effort sur le treillis d'avant.

II. — Surfaces parallèles faiblement inclinées sur le vent.

Cette étude, qui trouve son application dans les aéroplanes biplans a porté sur :

1° Trois biplans formés de deux plans de 90×15 *cm*, écartés de 10, 15, 20 *cm* par 6 entretoises de 6 *mm*;

2° Trois biplans formés de deux ailes de 90×15 *cm* à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13{,}5}$, écartées également de 10, 15, 20 *cm* par 4 entretoises de 6 *mm*.

Tous nos résultats sont contenus dans les planches XVII à XXII. De même que sur les surfaces parallèles normales au vent, on constate une réduction de poussée sur les biplans inclinés.

Pour mesurer cette réduction sur le biplan sans aucune entretoise, nous pouvons comparer les valeurs des poussées verticales du biplan et du monoplan de même courbure, car elles ne sont pas modifiées d'une manière appréciable par les entretoises du modèle.

a) *Biplans droits.* — Les courbes de la figure 39 donnent la poussée sur les biplans droits, pour des angles d'inclinaisons atteignant 15°.

On voit que la poussée est d'autant moins réduite que l'écartement est plus grand.

Pour les angles compris entre 6 et 10°, la réduction est maximum et à peu près indépendante de l'angle, et les poussées sont réduites respectivement à 0,65, 0,70 et 0,75 de ce qu'elles seraient sur un monoplan, ce qui correspond à des pertes de surface de



35 p. 100 pour le biplan dont l'écartement est les 2/3 de la largeur de l'aile;
30 p. 100 — — est égal à la largeur;
25 p. 100 — — est les 4/3 de la largeur.

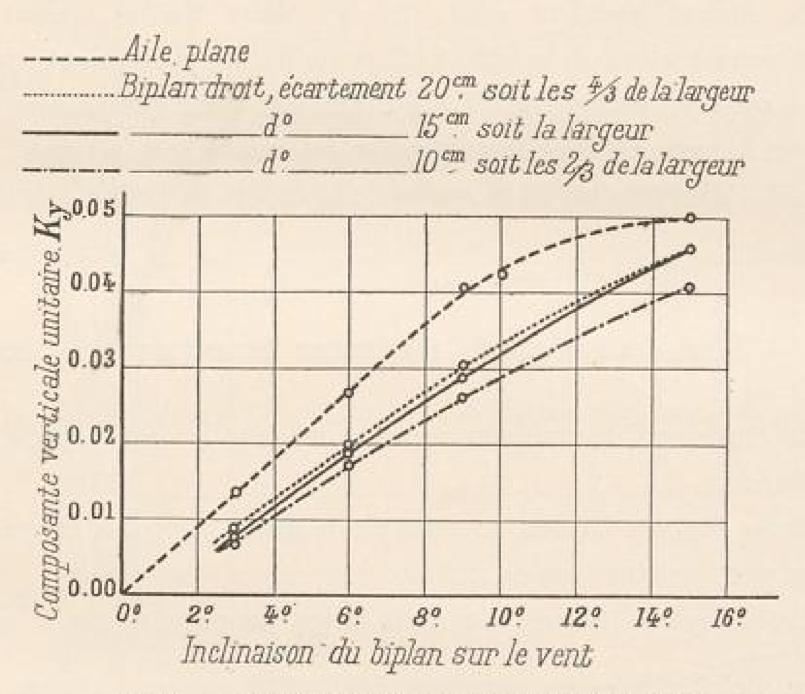


Fig. 39. — *Poussées verticales sur les biplans droits.*

b) *Biplans courbes.* — Les courbes de la figure 40 donnent la poussée sur les trois biplans de flèche $\frac{1}{13,5}$, pour des angles d'inclinaison de la corde sur le vent allant de 1 à 20°.

Comme pour les biplans droits, la réduction est d'autant moins forte que l'écartement est plus grand.

Aux angles compris entre 6 et 10°, la réduction de poussée est maximum et à peu près indépendante de l'angle, et les poussées sont

réduites respectivement à 0,74, 0,77, 0,82 de ce qu'elles seraient sur un monoplan, ce qui correspond à des pertes de surface de

26 p. 100 pour le biplan dont l'écartement est les 2/3 de la largeur de l'aile.
23 p. 100 — — est égal à la largeur ;
18 p. 100 — — est les 4/3 de la largeur.

Aux angles inférieurs à 6°, la réduction de poussée diminue assez

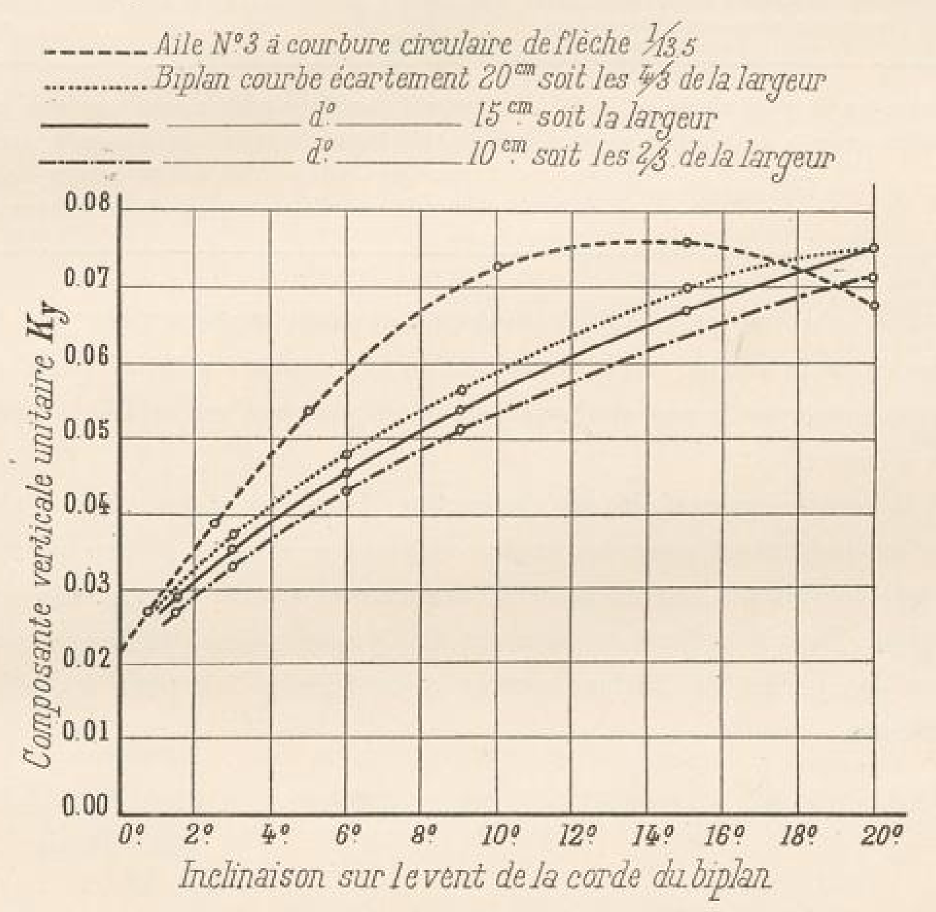


Fig. 40. — *Poussées verticales sur les biplans courbes.*

rapidement avec l'angle. Ainsi à 3° pour le biplan d'écartement égal aux 4/3 de la largeur, elle n'est plus que de 10 p. 100.

L'évaluation de la réduction de poussée horizontale est beaucoup plus délicate, parce que les coefficients K_x sont des chiffres très petits, et parce que les tiges qui maintiennent à l'écartement voulu les deux surfaces ont alors une influence qui n'est plus négligeable, surtout aux petits angles. Pour tenir compte autant que possible de cette influence, nous avons déduit de l'effort horizontal R_x sur chaque biplan courbe, l'effort sur les

tiges, en adoptant 0,06 pour coefficient de chaque tige. (Voir page 75.)

Les tableaux suivants contiennent les valeurs ainsi corrigées de K_x. (Les planches donnent les résultats obtenus directement par expérience.)

BIPLANS A COURBURE CIRCULAIRE DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$.

INCLINAISON DE LA CORDE SUR LE VENT	1°	3°	6°	9°	15°	20°
Monoplan de 90 × 15 *cm*	0,0036	0,0040	0,0058	0,0083	0,0160	0,0240
Biplan de 90 × 15 *cm* et de 10 *cm* d'écart.	0,0038	0,0042	0,0051	0,0068	0,0130	0,0210
— 15 *cm* —	0,0039	0,0044	0,0056	0,0075	0,0140	0,0220
— 20 *cm* —	0,0040	0,0045	0,0059	0,0080	0,0150	0,0230

Ces chiffres pris individuellement ne sont certainement pas très éloignés de la vérité ; mais en raison de la grandeur relative de la correction que nous avons appliquée, nous ne pouvons guère les comparer l'un à l'autre.

Il semble néanmoins qu'abstraction faite des tiges, nos biplans courbes présentent pour les angles utilisés en aviation à peu près les mêmes coefficients de résistance à l'avancement que le monoplan correspondant. Pour les efforts horizontaux, il n'y aurait donc pas lieu de considérer des pertes de surface comme nous l'avons fait pour les efforts verticaux.

§ 5. — Corps ronds.

Nous avons fait sur des corps ronds, cylindres, cônes et sphères un certain nombre d'expériences, dont les résultats sont donnés ci-après. Les surfaces entrant dans les calculs de K sont les projections des corps sur un plan normal au vent.

I. — Cylindres a bases normales au vent.

Diamètre de la base	Hauteur	Valeur de K	Rapport $\frac{K \text{(cylindre)}}{K \text{(disque)}}$
$0^{m}30$	0 (disque)	0,0675	1,00
$0^{m}30$	1 rayon	0,068	1,00
$0^{m}30$	2 rayons	0,055	0,82
$0^{m}30$	4 rayons	0,050	0.76
$0^{m}15$	0 (disque)	0,066	1,0
$0^{m}15$	1 rayon	0,066	1,0

DIAMÈTRE de la base	HAUTEUR	VALEUR de K	RAPPORT K (cylindre) / K (disque)
0^m15	2 rayons	0,0555	0,84
0^m15	3 rayons	0,0525	0,80
0^m15	4 rayons	0,051	0,77
0^m15	6 rayons	0,051	0,77
0^m15	8 rayons	0,0515	0,78
0^m15	14 rayons	0,059	0,89

La figure 41 montre l'influence de l'allongement sur le coefficient du

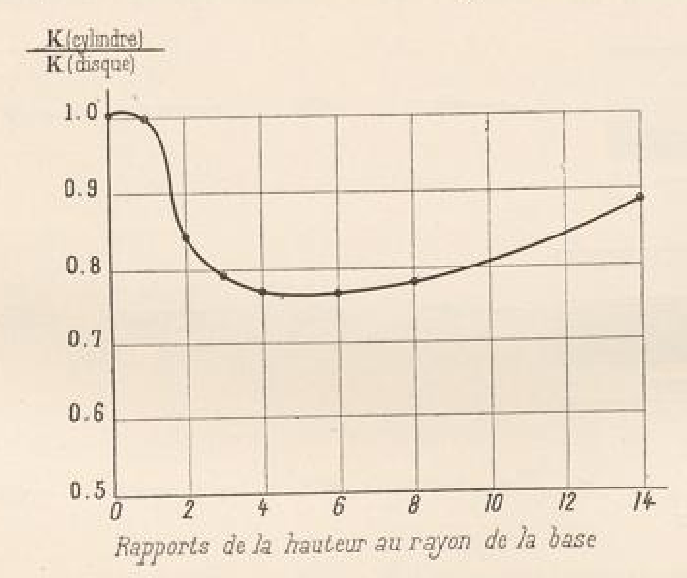
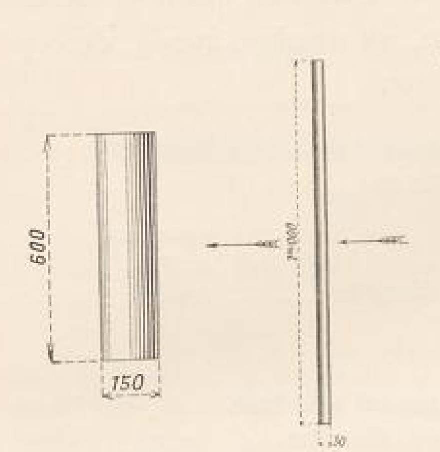


Fig. 41. — *Influence de l'allongement sur un cylindre à bases normales au vent.*

cylindre de petit diamètre. Le coefficient passe par un minimum que nos

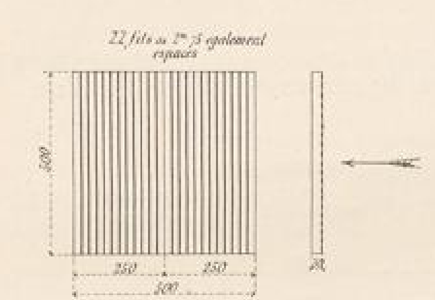
expériences montrent voisin de 0,05, et qui correspond à un allongement compris entre quatre et cinq rayons de base.

II. — Cylindres a bases parallèles au vent.



	VALEUR DE K
Base : Cercle de 15 *cm* de diamètre. Hauteur : 60 *cm*	0,040
Base : Cercle de 3 *cm* de diamètre. Hauteur : 100 *cm*	0,060

Les coefficients des plaques rectangulaires de mêmes projections que ces cylindres étant de 0,072 et 0,093 (voir p. 42), les rapports des coefficients sont les suivants :

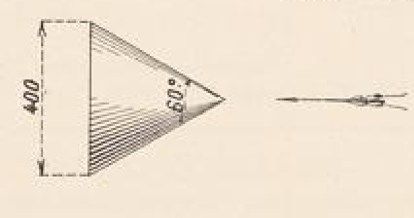


	K (rectangle) / K (cylindre)
Cylindre de 15 × 60 *cm*	0,56
Cylindre de 3 × 100 *cm*	0,64

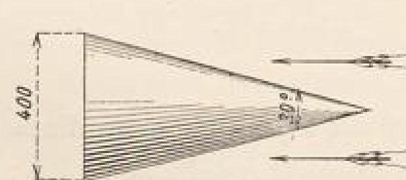
Pour rechercher l'influence du vent sur des fils métalliques, dans un plan perpendiculaire au vent, nous avons établi un cadre mince portant 22 fils d'acier de 2,75 *mm* de diamètre, espacés de 18 *mm*. Le coefficient trouvé, après déduction de l'effort sur le cadre est 0,063, c'est-à-dire, sensiblement, le coefficient des petites surfaces carrées.



III. — Cônes fermés a la base.



	VALEUR DE K
Angle au sommet : 60°. Base : Cercle de 40 *cm* de diamètre	0,032



Angle au sommet : 30°. Base : Cercle de 40 *cm* de diamètre	0,021

Dans les expériences de chute, le cercle de 40 *cm* de diamètre ($\frac{1}{8}$ m^2) nous a donné K = 0,071. Les coefficients de réduction, pour la même base recevant un cône à l'avant, sont donc, en nombres ronds, de 0,5 pour le cône à 60° et 0,3 pour le cône à 30°.

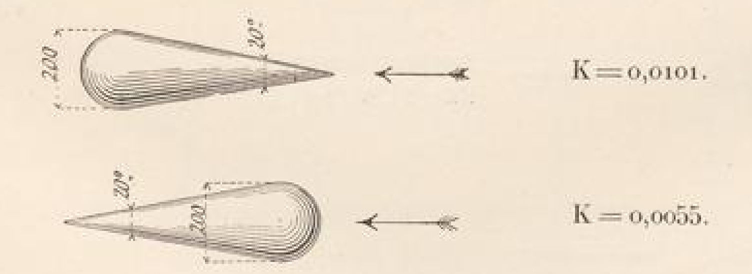
IV. — Corps sphériques.

	VALEUR DE K
Sphère de 25 *cm* de diamètre	0,011
Demi-sphère convexe ayant pour base un cercle de 25 *cm* de diamètre. . .	0,021
Demi-sphère concave ayant pour base un cercle de 25 *cm* de diamètre. . .	0,083

Le tableau suivant donne la comparaison de ces valeurs à celles d'un disque de même diamètre :

	VALEURS du coefficient K	EN P. 100 de la résistance du disque
Disque circulaire de 25 *cm* de diamètre.	0,066	1
Sphère — —	0,011	0,17
Demi-sphère convexe de 25 *cm* de diamètre . . .	0,021	0,32
Demi-sphère concave — . . .	0,083	1,26

Un corps sphéro-conique, formé par une demi-sphère de 20 *cm* de diamètre et un cône à 20°, a été placé dans deux positions : la pointe en avant, puis la pointe en arrière. On a trouvé :



Quand la pointe est en avant, la résistance est à peu près celle d'une sphère. Quand la pointe est en arrière, la résistance est réduite de moitié ;

elle est alors le douzième environ de ce qu'elle serait sur le maître-couple du corps.

Nous avons ajouté deux demi-sphères au plus long des cylindres dont nous avons donné plus haut les résistances. Le coefficient a passé de 0,059 à 0,012 : il s'est donc réduit des quatre cinquièmes (1).



(1) Nous n'avons pas parlé jusqu'à présent du frottement de l'air sur nos surfaces et nous ne l'avons pas distingué dans les efforts totaux donnés par la balance. Ce frottement prend pour de très grandes surfaces, telles que celles des dirigeables, une importance considérable.

Dans notre ouvrage sur *La Résistance de l'air*, nous avons donné page 205 la formule résultant des recherches de M. Zahm. Cette formule est la suivante :

$$F = 0{,}000319 \times a \times l^{0,93} \times V^{1,85} (m,\ kg,\ sec).$$

Plus récemment, M. Franck (*Zeitschrift des Verein's Deutscher Ingenieure*, n° 38, 19 septembre 1908) a déterminé ce même frottement à l'aide de surfaces supendues à un grand pendule; il est arrivé à la formule

$$F = 0{,}000305\ SV^2\ (15° \text{ et } 765\ mm),$$

qui, pour un vent de 10 *m/sec*, représente 30,5 *gr* par m^2.

Cette formule donne des résultats un peu supérieurs à la précédente et elle est d'un emploi plus facile. Nous l'adopterons dans l'application que nous allons faire à nos cylindres de 15 *cm* de diamètre.

LONGUEUR DES CYLINDRES	SURFACE latérale y compris les bases	EFFORT de frottement pour un vent de 10 m/sec	EFFORT total donné par la balance	EXPRESSION du frottement en p. 100 de l'effort total
	m^2	gr	gr	
1 rayon	0,0706	2,2	117,0	2
2 rayons	0,1059	3,2	98,0	3
3 —	0,1413	4,4	93,5	5
4 —	0,1780	5,4	91,0	6
6 —	0.2473	7,6	90,0	8
8 —	0,3178	9,7	91,0	11
14 —	0,5303	16,2	103,5	16
14 rayons plus 2 hémisphères de 15 *cm* de diamètre	0,5655	17,2	21,5	80

Ainsi, pour un cylindre très allongé dans le sens du mouvement, le frottement n'est pas négligeable, puisqu'il peut s'élever à 16 p. 100 de l'effort total. Quand le cylindre de 14 rayons est terminé par deux demi-sphères, de manière que sa forme rappelle celle du Zeppelin, la résistance totale diminue considérablement et le frottement représente les $\frac{4}{5}$ de la résistance totale. Comme, dans un dirigeable, les résistances des cordages, agrès, etc., s'ajoutent aux forces de frottement dont nous venons de parler, il semble que ce soient les frottements qui produisent presque toute la résistance à l'avancement.

§ 6. — **Répartition des pressions.**

Il y a un grand intérêt à connaître la répartition des pressions sur la surface entière d'une plaque. Nous avons fait cette étude sur :

1° Une plaque carrée de 50×50 *cm* (1);

2° Une plaque allongée de 85×15 *cm*;

3° Une plaque courbe de 90×15 *cm* de flèche $\frac{1}{13,5}$.

Les mesures des pressions ont été effectuées à des vitesses de 13 à 15 *m/sec*. Les résultats sont représentés dans les planches XXIII, XXIV, XXV, où sont figurées les courbes de pression dans la section médiane et les courbes d'égale pression sur la plaque entière. Toutes les courbes tracées ont été déduites en ramenant les pressions mesurées à ce qu'elles auraient été pour une vitesse de courant de 10 *m/sec* (2).

I. — Répartition des pressions sur une plaque carrée (Pl. XXIII).

L'examen de cette planche rend manifestes tous les détails de cette répartition, beaucoup plus nettement que la description que nous en pourrions faire. Nous nous bornerons donc à quelques constatations.

Sur la face avant, la pression est toujours maximum du côté du bord d'attaque et vers l'axe de la plaque; elle est très faible, et même négative, sur le bord de sortie et sur les bords latéraux.

Sur la face arrière, la dépression a d'abord deux maxima de part et

(1) Nous avons également étudié la répartition des pressions sur la plaque de 25×25 *cm*, normale et inclinée à 35°. La distribution des pression à 90°, représentée sur la planche XXV, est celle de cette dernière plaque : car aux positions voisines de la normale la plaque de 50×50 *cm* était trop grande relativement à la section du courant d'air, et introduisait des erreurs systématiques dont nous avons déjà parlé.

(2) Les pressions inscrites sont des millimètres d'eau. Nous rappelons, à ce sujet, qu'une pression de *h* *mm* d'eau correspond à un effort de *h* *kg* par mètre carré et, par conséquent, à un coefficient K donné par $K = \frac{h}{10^2} = 0,01\,h$, puisque nos mesures sont ramenées à 10 *m/sec*. Ainsi en prenant, par exemple, la plaque courbe inclinée à 10°, avec un vent de 10 *m/sec*, la pression sur le bord d'attaque est de 3 *mm* d'eau, soit 3 *kg* par mètre carré, ce qui correspond à une valeur de $K = 0,03$.

d'autre de l'axe, et un minimum vers l'arrière et dans l'axe. Ces phénomènes augmentent jusqu'à 35°; ils sont sensiblement réduits à 40°, et disparaissent à 42° $\frac{1}{2}$. A partir de cette inclinaison, la dépression reste sensiblement uniforme sur toute l'étendue de la plaque.

Nous avons calculé pour les diverses inclinaisons la pression moyenne à l'avant et la dépression moyenne à l'arrière, en totalisant les pressions élémentaires que nous avons mesurées. Nous en avons déduit

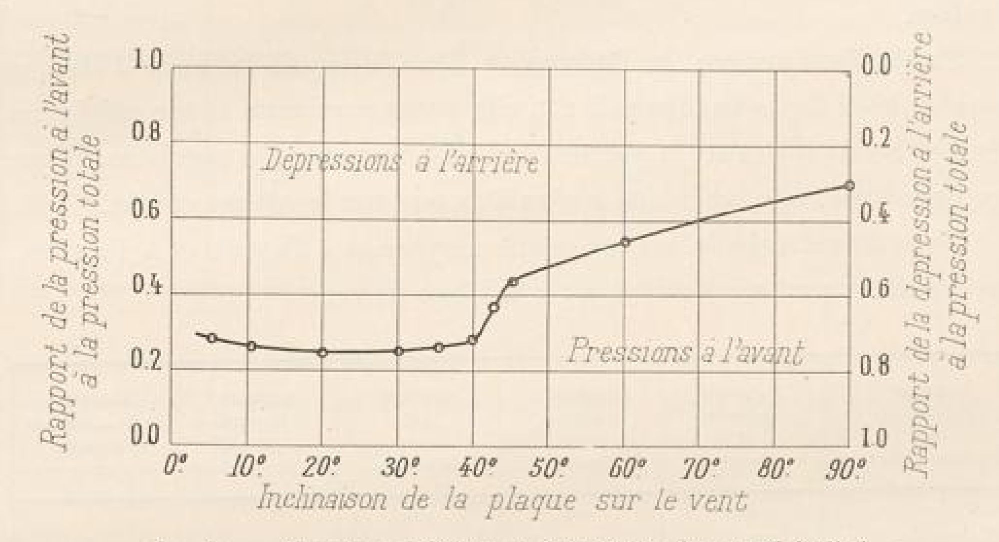


Fig. 42. — *Pressions à l'avant et à l'arrière d'un carré incliné.*

les rapports de ces pressions moyennes à la pression moyenne totale. Ces rapports sont figurés sur le diagramme de la figure 42.

Au sujet de ce diagramme, nous ferons remarquer que, jusqu'à 40°, la dépression à l'arrière demeure les $\frac{3}{4}$ environ de la pression totale. Cette dépression diminue d'une façon sensible entre 40 et 50°, et à 90° elle n'est plus que le $\frac{1}{3}$ de la pression totale. Le changement brusque qui se produit vers 40° est en corrélation évidente avec la variation rapide de l'allure de la courbe des $\frac{K_i}{K_{90}}$ (voir p. 44).

II. — Répartition des pressions sur la plaque plane de 85 × 15 *cm* (Pl. XXIV).

L'examen de cette planche donne lieu à des constatations analogues aux précédentes.

Sur la face avant, la pression, maximum près du bord d'attaque, décroît à peu près régulièrement jusqu'aux autres bords, où elle devient même négative.

Sur la face arrière, la dépression décroît depuis le bord d'attaque jusqu'au bord de sortie. Jusqu'à 20°, elle a son maximum et son minimum près des bords latéraux. A partir de 20° elle devient très régulière. D'une façon générale, elle est moins irrégulière que sur la plaque carrée.

Nous avons calculé les pressions moyennes à l'avant et à l'arrière. Les résultats sont contenus dans le tableau suivant :

ANGLES d'inclinaison de la plaque et du vent	PRESSION moyenne à l'avant	DÉPRESSION moyenne à l'arrière	PRESSION totale sur la plaque	RAPPORT de la pression à l'avant à la pression totale	RAPPORT de la dépression à l'arrière à la pression totale
	mm	*mm*	*mm*		
5 degrés. . . .	0,5	2,0	2,5	0,20	0,80
10 —	1,0	3,5	4,5	0,22	0,78
20 —	1,1	3,9	5,0	0,22	0,78
30 —	1,7	3,8	5,5	0,31	0,69
40 —	2,7	3,4	6,1	0,44	0,56
60 —	4,0	2,7	6,7	0,60	0,40
90 —	4,8	2,4	7,2	0,67	0,33

Ce tableau montre que, jusqu'à 20°, la pression moyenne à l'avant n'est que le cinquième de la pression totale, alors que la dépression à l'arrière en est les quatre cinquièmes.

III. — Répartition des pressions sur la plaque courbe de 90 × 15 *cm* et de flèche $\frac{1}{13,5}$ (Pl. XXV).

Sur la plaque courbe, la répartition des pressions ou dépressions suit une loi analogue. Cependant les dépressions sont beaucoup

plus élevées et beaucoup plus variables; on remarque en outre, aux bords latéraux et jusqu'à 20° au moins, de fortes dépressions qui n'apparaissaient pas, ou restaient très faibles, sur la plaque plane.

Nous avons calculé la pression et la dépression moyennes sur la plaque. Les résultats sont contenus dans le tableau suivant :

ANGLES d'inclinaison de la corde et du vent	PRESSION moyenne à l'avant	DÉPRESSION moyenne à l'arrière	PRESSION totale sur la plaque	RAPPORT de la pression à l'avant à la pression totale	RAPPORT de la dépression à l'arrière à la pression totale
	mm	mm	mm		
0 degré	0,5	2,0	2,5	0,20	0,80
10 degrés. . . .	2,7	4,6	7,3	0,37	0,63
15 —	2,6	5,2	7,8	0,33	0,67
20 —	2,6	4,6	7,2	0,36	0,64
90 —	5,5	2,1	7,6	0,72	0,28

En moyenne, pour les angles de 10 à 20°, la pression à l'avant est donc environ le tiers de la pression totale, alors que la dépression à l'arrière en est les deux tiers.

Les pressions totales sont bien les mêmes que celles fournies par la balance. Par exemple, pour 10° la pression totale est en moyenne de 7,3 *mm*, soit, d'après ce que nous avons dit plus haut, 7,3 *kg* par mètre carré. Le coefficient K correspondant est donc 0,073. C'est précisément le même que celui donné par la balance.

En résumé, cet examen montre bien nettement que pour les petits angles (de 0 à 20°) l'effort de l'air sur la plaque, plane ou courbe, est surtout dû à la grande dépression qui se produit à l'arrière. C'est dans le voisinage du bord d'attaque que ces phénomènes de pression et de dépression sont le plus accentués. Pour les angles de 10 à 20°, la dépression à l'arrière est également très forte dans le voisinage des bords latéraux. Tous ces effets vont en s'atténuant beaucoup, à mesure que l'on se rapproche de l'arête de sortie.

Une autre conclusion à tirer de cette étude est que la pression varie beaucoup d'un point à l'autre de la plaque ; il faut donc bien se garder d'admettre que la pression en chaque point est voisine de la pression moyenne.

Enfin on ne doit pas étendre à toute la plaque, comme l'ont fait certains expérimentateurs, les résultats obtenus dans la seule section médiane. Cependant, aux petits angles de l'aviation, c'est-à-dire aux environs de 5°, les pressions ont une répartition à peu près uniforme, et les résultats relatifs à la section médiane peuvent donner une idée suffisante de cette répartition ; il ne faudrait pas, toutefois, vouloir en déduire la pression moyenne exacte.

§ 7. — **Résumé du chapitre II.**

Il nous semble utile de présenter brièvement l'ensemble des résultats exposés dans ce chapitre.

Pour les plans carrés normaux au vent, le coefficient K de la formule

$$R = KSV^2$$

croît de 0,065 avec les plaques de 10×10 *cm* jusqu'à 0,08 avec les plaques de 1 m^2. Cette dernière valeur est probablement une limite pour les grandes surfaces.

Le coefficient d'un rectangle normal au vent subit avec l'allongement une augmentation qui est encore notable quand le rapport du grand côté au petit atteint 50. La figure 18, relative à des rectangles de 225 cm^2, montre que de l'allongement 1, c'est-à-dire du carré, à l'allongement 50, K passe de 0,066 à 0,097.

Le rapport entre la pression subie par une plaque carrée ou rectangulaire inclinée à $i°$ sur le vent, et la pression que supporterait la même plaque normale au vent, est représenté par le graphique de la figure 19, qui résume les lois de résistance des plans obliques.

La pression sur la plaque carrée inclinée à 37° est presque une fois et demie plus forte que la pression sur la plaque normale. Ce maximum a fait l'objet de plusieurs vérifications.

A 30°, trois plaques de surfaces notablement différentes ont donné un même rapport $\frac{K_{30}}{K_{90}} = 1,24$, ce qui permet d'admettre que l'effet de l'inclinaison ne dépend pas de la grandeur de la surface.

De 0° à 10 ou 12°, on peut prendre, pour rapport entre l'effort sur

une plaque inclinée à i° et l'effort sur la même plaque normale, la valeur exprimée par :

$$\left(3{,}2 + \frac{n}{2}\right) \frac{i^\circ}{100}.$$

l'allongement n (c'est-à-dire le rapport du côté du rectangle perpendiculaire au vent à l'autre côté) étant compris entre 1 et 9.

Un graphique donne la position des centres de poussée sur les rectangles inclinés (fig. 23).

Le rectangle d'allongement 6 a été spécialement étudié Planche IV. Les Planches V, VI et VII contiennent les résultats analogues pour des plaques de mêmes dimensions, mais courbées suivant des arcs de différents rayons. L'influence de la courbure est résumée par les figures 24 et 30. Les courbes de la figure 24, que nous appelons courbes polaires, donnent pour chaque plaque les valeurs corrélatives de la résultante totale, de sa composante parallèle au vent, de sa composante perpendiculaire, de son inclinaison et de l'inclinaison de la plaque. Ces courbes sont commodes pour comparer les résistances des plaques.

Les diagrammes des figures 26, 27 et 31 permettent de calculer par interpolation les composantes parallèles ou perpendiculaires au vent et les positions des centres de poussée sur des plaques de différentes courbures, inclinées à de petits angles.

Comme surfaces parallèles, nous avons étudié, avec deux plans en forme de disques, de rectangles ou de treillis, perpendiculaires au vent, se recouvrant et placés à divers écartements, la pression sur chacune des surfaces et sur l'ensemble des deux. Nous avons considéré ensuite des groupes de deux surfaces parallèles et peu inclinées sur le vent; ces surfaces, planes ou courbes, sont analogues aux plans sustentateurs des aéroplanes biplans; les résultats sont représentés graphiquement dans les Planches XVII à XXII.

Le paragraphe 5 donne des coefficients de résistance de surfaces cylindriques, coniques et sphériques.

Enfin dans le paragraphe 6, nous avons étudié la répartition des pressions sur une plaque carrée et sur une plaque rectangulaire plane ou courbe, placées à différentes inclinaisons.

CHAPITRE III

AILES D'AÉROPLANES

§ 1. — Ailes étudiées.

A la suite des recherches précédentes, nous avons appliqué les mêmes méthodes d'expérimentation à l'étude d'ailes d'aéroplanes.

Nous avons donné 15 *cm* de profondeur et 90 *cm* de largeur à toutes ces ailes, excepté aux ailes nos 10, 13, 13 *bis* et 14, pour lesquelles les tracés des constructeurs nous ont amenés à adopter des dimensions un peu différentes.

Les profils des sept premières ailes sont définis géométriquement. La première (Pl. IV) est la plaque plane, dont nous avons déjà parlé. Les ailes nos 2, 3 et 4, dont les profils sont des arcs de cercle ayant comme flèches $\frac{1}{27}$, $\frac{1}{13,5}$ et $\frac{1}{7}$ de la corde, ont été également examinées (nos 2 à 4, Pl. V à VII).

Les deux ailes suivantes sont planes à une extrémité, et courbées circulairement à l'autre ; la première a sa partie courbe du côté de l'attaque, la deuxième, du côté du bord de sortie (nos 5 et 6, Pl. VIII et IX).

L'aile n° 7 (Pl. X) est plane en dessous et circulaire en dessus. Cette forme est importante parce qu'elle rappelle la coupe d'une pale d'hélice.

L'aile n° 8 (Pl. XI), courbe sur ses deux faces, épaisse au milieu et tranchante aux extrémités, a la forme d'un croissant plus effilé à l'arrière qu'à l'avant.

L'aile n° 9 (Pl. XII) est au contraire renflée à sa partie antérieure, et son profil présente quelque analogie avec une aile d'oiseau.

Les profils des autres ailes sont analogues à ceux employés par différents constructeurs :

L'aile n° 10 (Pl. XIII) à l'aile Wright ;

L'aile n° 11 (Pl. XIV) à l'aile Voisin, faite suivant le nouveau type peu déformable ;

L'aile n° 12 (Pl. XV) à l'aile Maurice Farman, que le constructeur estime également peu déformable;

L'aile n° 13 (Pl. XVI) est celle de l'appareil Blériot dit « de la traversée de la Manche ». L'aile n° 13 *bis* (Pl. XVI *bis*) est une aile Blériot plus récente et notablement plus plate que la première (type « circuit de l'Est »).

Nous avons fait une étude plus sommaire d'ailes dont les profils nous ont été fournis par MM. Bréguet (aile n° 14), Ernoult (aile n° 15) et Drzwiecki (n°s 16, 17 et 18). Enfin nous avons expérimenté des modèles d'aéroplanes Esnault-Pelterie, Nieuport et Antoinette (1).

Les planches dressées pour les ailes n°s 1 à 13 *bis* sont disposées suivant un type uniforme, de manière à faciliter les comparaisons. Afin de ne pas répéter pour chacune le détail de son examen, nous allons nous occuper particulièrement de l'une d'elles et nous choisirons la planche XIII, se rapportant au type Wright.

§ 2. — **Examen détaillé d'une planche** (Pl. XIII, ou figures dans le texte).

Nous avons établi, sur le type Wright, un modèle en bois de 900 *mm* de longueur et de 146,5 *mm* de profondeur, dont le profil est représenté en demi-grandeur et le plan à l'échelle du dixième, dans la figure 43. Ce modèle est construit à l'échelle de $\frac{1}{13,4}$, soit environ 7,5 *cm* par mètre, suivant un tracé qui nous a été communiqué par la Compagnie générale de navigation aérienne. La profondeur de l'aile réelle est 1,952 *m*, et son envergure 12,03 *m*; le rapport de ces deux dimensions est 6,16.

(1) Ce dernier modèle étant incomplet, nous n'en parlerons qu'à l'Annexe (voir p. 152).

L'aile est légèrement arrondie aux extrémités; sa flèche, mesurée sur la ligne moyenne, est $\frac{1}{20}$, soit 0,10 *m*. Sa surface est 22,2 m^2.

Dans un premier diagramme (fig. 44), sont portées les valeurs des efforts unitaires totaux K_i (1), horizontaux K_x et verticaux K_y, pour des angles d'inclinaison *i* variant de 0 à 16°.

Rappelons que nous définissons l'inclinaison *i* par l'angle de la corde de l'aile avec le vent supposé horizontal, ou, d'une manière plus générale, par l'angle de la corde de l'aile avec la trajectoire. A propos de cette

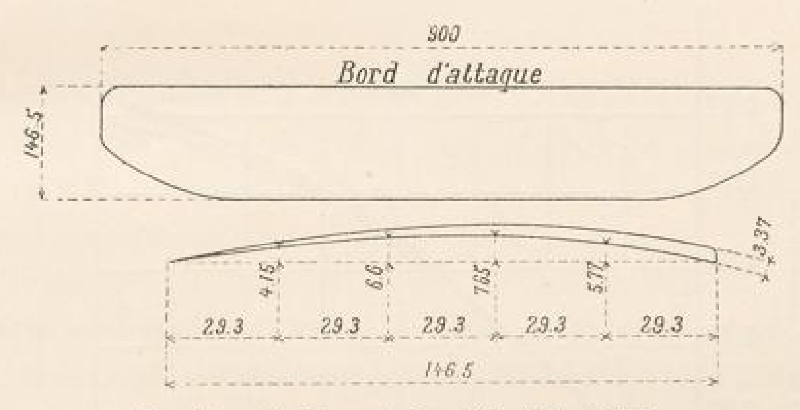


Fig. 43. — *Modèle expérimenté de l'aile Wright.*

définition, on nous permettra une digression qui n'est peut-être pas sans intérêt.

On a souvent proposé, pour simplifier les calculs d'aviation, de compter les inclinaisons à partir de l'angle de sustentation nulle. On pourrait de cette manière regarder la sustentation comme proportionnelle à l'inclinaison. Mais il faut bien observer que cette hypothèse n'est légitime qu'à condition de s'écarter peu de l'angle de sustentation nulle. Or, les angles utilisés en aviation en diffèrent trop pour qu'on puisse admettre dans l'intervalle un rapport constant entre les variations de la sustentation et de l'incidence. Pour le montrer nettement, nous avons fait quelques mesures supplémentaires avec la plaque que nous examinons, de façon à prolonger la courbe de ses coefficients jusqu'à l'axe des *i*. Cette courbe diffère sensiblement d'une droite : le vol se faisant aux environs de $i = 4°$, on voit que si l'on veut remplacer la courbe par

(1) Remarquons que les valeurs de K_i représentent la pression moyenne sur l'aile, en *kg* par m^2, pour la vitesse de 1 *m/sec*. Ainsi $K_i = 0{,}06$, par exemple, correspond à 6 *kg* pour la vitesse de 10 *m/sec*, et à 24 *kg* pour celle de 20 *m/sec*.

une droite, on doit prendre la droite D' (fig. 44) ; tandis qu'on serait conduit à prendre D si l'on admettait que les variations sont linéaires depuis la sustentation nulle.

Par conséquent, si l'on veut, en choisissant convenablement l'origine de l'inclinaison i, représenter la sustentation par une formule telle que

$$K_y = Ai,$$

cette origine ne doit pas être l'angle de sustentation nulle, mais l'angle

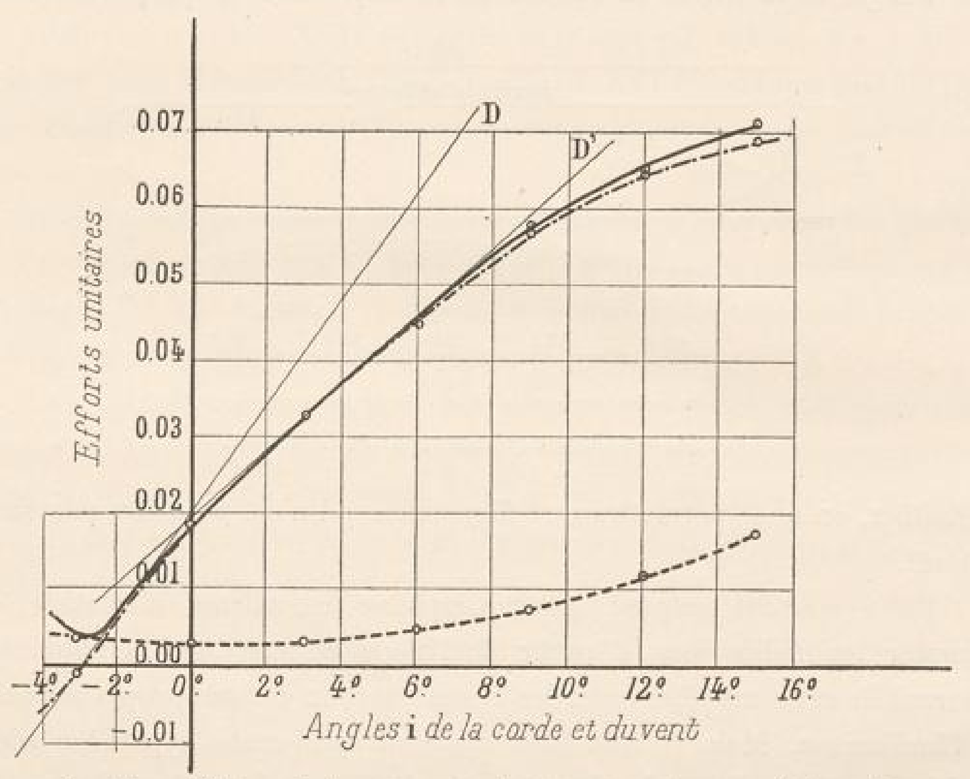


Fig. 44. — *Efforts unitaires totaux, horizontaux et verticaux sur l'aile n° 10.*

défini par l'intersection de l'axe des i avec la droite qui touche la courbe des K_y dans la région du vol.

Ainsi, au point de vue de l'aviation, il n'y a pas de raison de rechercher l'angle réel de sustentation nulle.

D'autre part, si la définition de l'origine des inclinaisons est assez indifférente dans des calculs théoriques, où l'on se contente de symboles algébriques, il n'en est plus de même quand on fait des mesures ou des applications de formules. Nous avons déjà remarqué (note 1 de la page 54) qu'en prenant pour origine l'angle de sustentation nulle, on ne pourrait

plus donner la valeur d'une inclinaison sans avoir mesuré d'abord l'angle origine ; de plus, les erreurs commises sur cette détermination se reporteraient sur les autres résultats.

En somme, nous croyons qu'on ferait bien d'abandonner cette définition toute théorique de l'angle d'inclinaison ; elle ne peut que jeter de la confusion dans l'esprit des constructeurs, qui naturellement ne connaissent que l'inclinaison donnée par les éléments géométriques de leurs tracés. Il leur importe peu d'avoir des formules simplifiées, s'ils ne peuvent pas les appliquer.

Revenons à l'examen de la planche XIII. Les valeurs de K_i, K_y et K_x, multipliées par SV^2 donnent l'effort total, l'effort de sustentation et la résistance à l'avancement (1).

On voit qu'elles ne s'annulent pas pour l'inclinaison o degré, de sorte qu'à des angles négatifs le vol est encore possible. C'est à $-3°$ que la sustentation s'annule. A partir de 2° jusqu'à 8°, les résistances K_i et K_y sont sensiblement proportionnelles à i ; au delà, elles croissent moins rapidement. La résistance à l'avancement suit une loi parabolique, et sa courbe est concave vers le haut.

Le rapport $\frac{K_x}{K_y}$, très important en pratique, fait l'objet d'un second diagramme (fig. 45). En appelant θ, comme nous l'avons fait jusqu'ici, l'angle de la résultante avec la verticale, on a $tg\,\theta = \frac{K_x}{K_y}$. La courbe tracée donne θ et $\frac{K_x}{K_y}$, à l'aide de deux échelles, l'une à gauche, l'autre à droite ; ses abscisses sont les inclinaisons i. On voit qu'elle passe par un minimum aux environs de 2°, mais qu'elle augmente peu rapidement

(1) On peut remarquer que S et V^2 sont inversement proportionnels pour un même poids soulevé et pour une même inclinaison, de sorte qu'à une vitesse plus grande correspond une surface plus petite. K_x et K sont en quelque sorte des coefficients d'utilisation de cette quantité SV^2.

Ainsi, admettons que pour une sustentation de 600 *kg*, on utilise une surface de 40 m^2 et une vitesse de 60 *km/h* ou 16,60 *m/s*, donnant au produit SV^2 la valeur de 1.100. Pour obtenir la même sustentation avec une vitesse de 90 *km/h* ou 25 *m/s*, il suffira d'avoir une surface de $\frac{1.100}{25^2} = 17{,}60\,m^2$, ce qui conduit à un appareil de dimensions beaucoup plus réduites.

jusqu'à 8 ou 9° ; ce sont donc les angles les plus intéressants pour le vol, puisqu'ils correspondent au minimum de résistance à l'avancement pour une sustentation donnée, c'est-à-dire à la moindre dépense de puissance, ou au maximum de vitesse pour une même puissance. Dans cet intervalle, la résistance à l'avancement est en moyenne le dixième de la sustentation. La bissectrice des axes figurée sur le diagramme, montre que θ est plus grand que i pour les petits angles : il en résulte, comme i n'est autre que

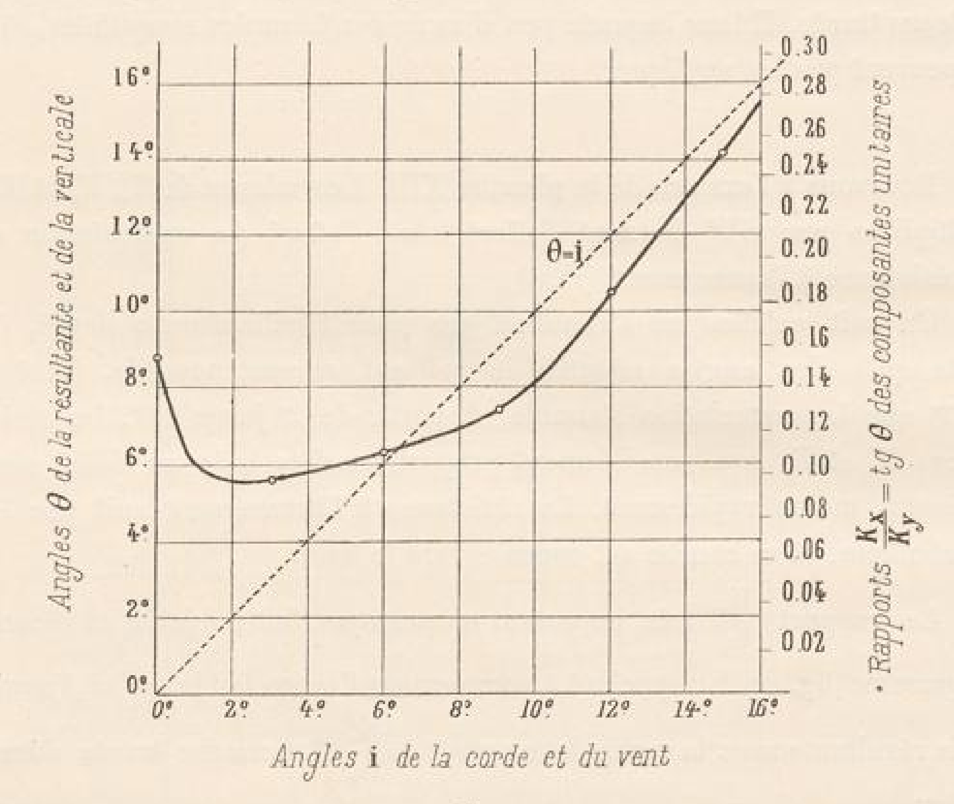


FIG. 45. — *Valeurs du rapport* $\frac{K_x}{K_y}$ *et de l'angle* θ *pour l'aile n° 10.*

l'angle de la normale à la corde avec la verticale, qu'à ces angles la résultante est en arrière de cette normale. A partir de 6°, la résultante passe en avant. La différence $\theta - i$ est représentée par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la bissectrice des axes : ainsi, pour l'inclinaison de 10°, la résultante est inclinée de 2° en avant de la normale à la corde.

Les variations corrélatives des éléments dont nous venons de parler sont représentées, dans le diagramme qui suit (fig. 46), par une seule courbe, donnant à la fois l'intensité et l'inclinaison de la poussée totale.

les intensités des composantes horizontale et verticale, et l'inclinaison correspondante de l'aile. Chaque point de cette courbe, à laquelle nous donnons le nom de courbe polaire, représente K_i par le rayon vecteur partant de l'origine, K_x et K_y par son abscisse et son ordonnée, θ par l'angle du rayon vecteur avec l'axe des ordonnées ; les inclinaisons i sont inscrites sur la courbe d'après le diagramme de la figure 44.

Comme nous l'avons vu au chapitre II, cette courbe unique est très commode pour établir des comparaisons avec d'autres ailes. Aussi avons-nous jugé utile de grouper sur une même planche (Pl. XXVI) les polaires à plus grande échelle des ailes expérimentées, et de reproduire cette planche sur une feuille transparente, pour faciliter les comparaisons par la superposition des tracés. En outre, nous avons joint, sur chacune des planches IV à XVI *bis* et figure 46, à la polaire de l'aile étudiée, la polaire de l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$, qui sert de terme de comparaison.

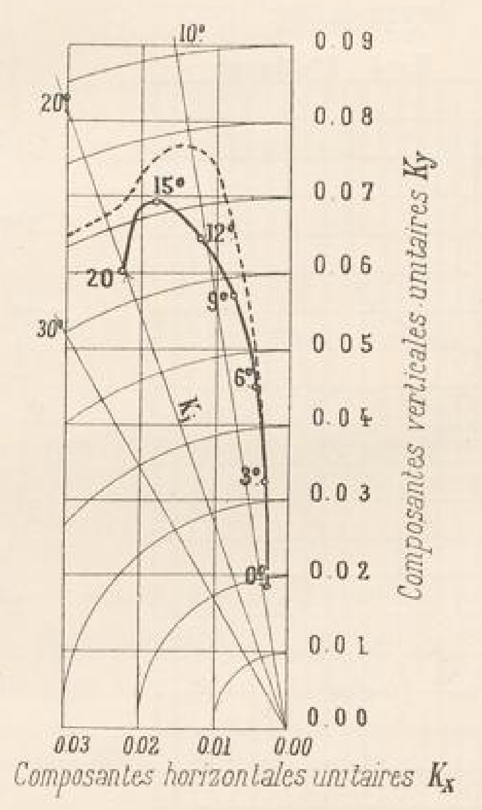


Fig. 46. — *Polaire de l'aile n° 10.*

On voit ainsi immédiatement, en ce qui concerne l'aile que nous examinons, que jusqu'à $K_y = 0,05$, elle équivaut à peu près à l'aile circulaire ; au delà, pour un même effort de sustentation, l'aile circulaire présente moins de résistance à l'avancement que l'aile Wright.

La position des centres de poussée est donnée par deux diagrammes (fig. 47). L'un représente les positions successives de la ligne médiane de l'aile, qu'on suppose tourner autour du bord d'attaque ; la position du centre de poussée est indiquée par la rencontre de la courbe des centres avec le profil de l'aile. On voit qu'à partir de 45°, cette position se rapproche du bord d'attaque, d'abord lentement, puis rapidement de 15 à 10° ; à partir de 10° jusqu'à un angle un peu inférieur à 0°, elle recule brus-

quement vers l'arrière. La plaque continuant à tourner, se trouve frappée par sa face convexe, et le centre de poussée se déplace suivant une marche inverse de la première, en se rapprochant progressivement du centre de la plaque.

Le second diagramme indique la distance du centre de poussée au

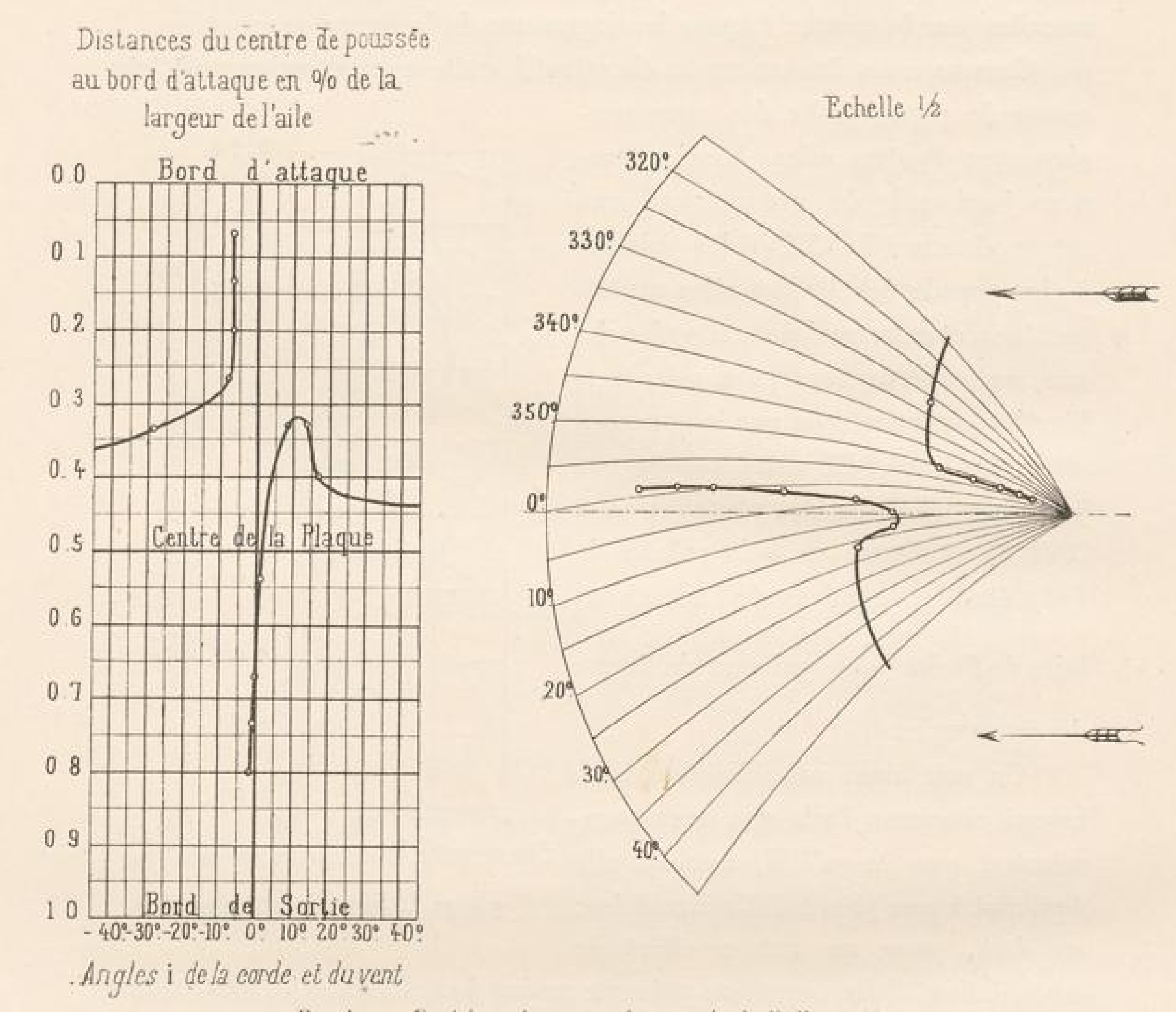


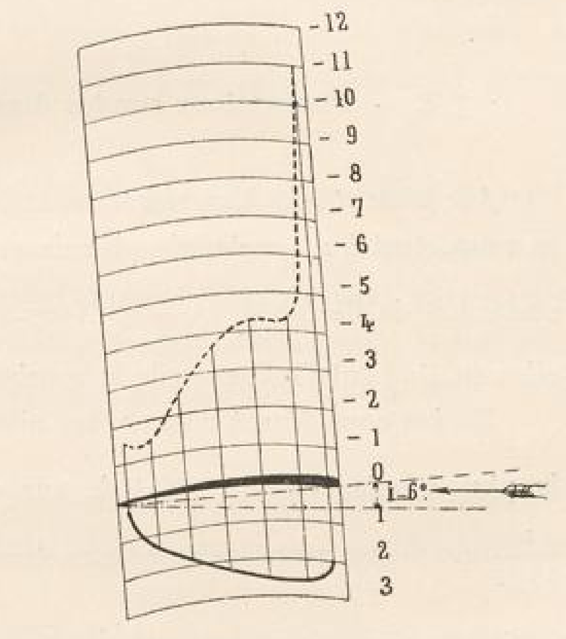
Fig. 47. — *Positions du centre de poussée de l'aile n° 10.*

bord d'attaque en pour 100 de la largeur de l'aile. Pour un angle de 6° par exemple, cette distance est les $\frac{35}{100}$ de la largeur de l'aile, soit 52 *mm*.

Sur le profil de l'aile nous avons représenté, d'après les diagrammes et pour l'inclinaison de 6° adoptée uniformément pour toutes les ailes, les éléments de la résultante en grandeur, direction et point d'application.

Enfin un dernier diagramme (fig. 48) donne la répartition des pres-

sions dans la section médiane pour l'inclinaison de 6°. Ces pressions sont rapportées à une vitesse de 10 *m* par seconde et exprimées en millimètres d'eau ou en kilogrammes par mètre carré. Nous avons choisi l'angle de 6°, qui est l'angle moyen du vol, et nous n'avons fait de mesures que dans la section médiane, parce qu'aux faibles inclinaisons la répartition des pressions est assez sensiblement uniforme sur toute la longueur de l'aile.



Echelle de l'aile 1/5

——— *Pressions sur la face concave*

- - - - - ——— *d°* ——— *convexe*

FIG. 48. — *Répartition des pressions sur la ligne médiane de l'aile n° 10 inclinée à 6°.*

Cette répartition est au contraire très variable dans le sens de la profondeur. Près du bord d'attaque, elle atteint 2,5 *mm* ou 2,5 *kg* par mètre carré comme pression sur le dessous de l'aile, et 11 *mm* ou 11 *kg* par mètre carré comme dépression sur la face dorsale de l'aile. La pression totale monte donc à 13,5 *kg* par mètre carré dans les régions voisines du bord d'attaque pour la vitesse de 10 *m/sec*. Pour la vitesse de 20 *m* qui est courante, cette pression unitaire doit être multipliée par 4, et pour celle de 30 *m* qui est parfois atteinte, par 9. On arrive ainsi aux pressions énormes de 120 *kg* par mètre carré, chiffre qui, très probablement, dépasse de beaucoup ce que pouvaient supposer les constructeurs d'aéroplanes. Les nervures de l'aile et les tendeurs dans cette région doivent être calculés en conséquence. Cette remarque est d'autant plus utile qu'elle s'applique à presque toutes les ailes que nous avons étudiées. Il n'y a qu'un moyen de réduire ces pressions excessives : c'est de mieux les répartir sur la surface de l'aile en donnant au bord d'attaque une forme appropriée (voir p. 96, aile n° 8) (1).

(1) Pour les vitesses de 150 *km* (40 *m/sec*) qu'on envisage déjà comme réalisables

La pression est très faible du côté du bord de sortie, où elle n'atteint pas 2 *kg* par mètre carré, soit 18 *kg* à la vitesse de 30 *m/sec*.

La dépression moyenne sur le dos de l'aile est environ 3,2 *mm*, la pression moyenne sur la face inférieure 1,7 *mm*. On peut donc dire que l'aile est deux fois plus aspirée sur sa face dorsale qu'elle n'est poussée sur sa face inférieure.

§ 3. — Observations sur les diagrammes des autres ailes.

Aile plane et ailes à courbures constantes (*Pl. IV à VII*). — Ces planches se rapportent à un rectangle plan de 90×15 *cm* et à des ailes de même surface et de flèches $\frac{1}{27}$, $\frac{1}{13,5}$, $\frac{1}{7}$. Nous avons comparé ces surfaces entre elles en étudiant l'influence de la courbure (voir fig. 24 et 30).

En les considérant comme des ailes d'aéroplanes, nous voyons que la plus avantageuse au point de vue du rapport $\frac{K_y}{K_x}$ est celle de flèche $\frac{1}{13,5}$, que nous avons prise comme terme de comparaison : la figure 24

prochainement, la pression maximum atteindrait 216 *kg* par mètre carré. Au lieu de la courbe des pressions, qui est obtenue avec des points espacés de 20 à 25 *mm* dans le modèle, et dont le premier se trouve à 7 *mm* du bord d'attaque, on peut, pour calculer la résistance de l'aile, tracer des zones échelonnées dans lesquelles les pressions seraient regardées comme constantes (fig. 49). Ces zones seraient limitées au milieu des points où les pressions ont été mesurées. La première aurait ainsi une largeur de 17 *mm* sur le modèle, soit 20 à 25 *cm* sur l'aile réelle, puisque le modèle est fait à l'échelle de $\frac{1}{13,4}$; la pression sur cette zone étant de 13 *mm*, la poussée y serait de 3 *kg* par mètre courant, ou 27 *kg* pour un vent de 30 *m*. La poussée sur la suivante serait 2 *kg* par mètre courant, ou 18 *kg* pour un vent de 30 *m*; et ainsi de suite.

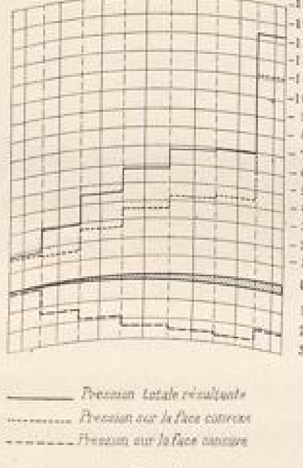


Fig. 49.

Il serait très facile, en disposant sur un appareil retourné des couches de sable séparées par des planchettes verticales, de matérialiser la figure ci-contre. On aurait ainsi un moyen simple et pratique d'essayer la résistance des ailes. Le poids du sable serait d'ailleurs au moins égal à celui de l'appareil lui-même en charge totale, ce qui correspond aux conditions du vol; mais pour donner toute sécurité contre les efforts exceptionnels qui précèdent ordinairement l'atterrissage, il conviendrait de multiplier ce poids par un coefficient de sécurité suffisamment élevé.

montre en effet que c'est la courbe polaire de cette plaque qui se rapproche le plus de l'axe des ordonnées, pour les sustentations K_y les plus ordinaires. Avec cette aile inclinée à 6°,

$$K_y = 0{,}057, \qquad K_x = 0{,}0055,$$

K_x est donc sensiblement le dixième de K_y. A cet angle de 6° la résultante est à peu près normale à la corde : cela se produit, d'ailleurs, à des incidences peu différentes, pour toutes les ailes que nous avons étudiées.

Pour cette même plaque, la courbe des $\frac{K_x}{K_y}$ passe par un minimum pour $i = 4°$ environ. Le centre de poussée suit la marche que nous avons déjà indiquée, se rapprochant du bord d'attaque jusqu'au tiers environ de la largeur de l'aile, pour $i = 15°$, et s'en éloignant ensuite. Quant aux pressions, nous les avons examinées déjà avec détails (voir p. 80).

Ailes nos 5 et 6 (Pl. VIII et IX). — Comme les précédentes, ces deux ailes sont définies géométriquement; elles sont formées par des tôles de 2 *mm* d'épaisseur.

L'aile n° 5 est circulaire sur sa moitié antérieure, et elle est continuée à l'arrière par le plan tangent. Le rayon du cercle est celui de la plaque n° 4, et la flèche maximum, située aux $\frac{3}{8}$ à partir du bord d'attaque, est d'environ $\frac{1}{12{,}5}$.

L'aile n° 6 est la précédente retournée. Sa flèche est donc aux $\frac{5}{8}$ de la profondeur, à partir du bord d'attaque.

On voit par la planche XXVI que les diagrammes polaires de ces deux ailes se confondent sensiblement, du moins jusqu'à $K_y = 0{,}07$. Il en résulte que jusqu'à cette limite, si les deux ailes sont inclinées de façon à donner une même sustentation, elles donneront aussi une même résistance à l'avancement. Il y a donc, à ce point de vue, équivalence entre les effets des deux plaques. Il semble qu'on en puisse conclure que la flèche est l'élément important de l'aile, et qu'à flèches égales, et abstraction faite de

l'angle d'incidence, les formes données à deux profils d'ailes ont peu d'influence. L'incidence normale du vol varie seule (1).

Aile n° 7 (*Pl. X*). — L'aile n° 7 a sa face supérieure circulaire, sa face inférieure plane, et des bords tranchants. C'est une forme des plus intéressantes, et souvent adoptée pour la section des hélices aériennes.

Les diagrammes montrent que le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ passe par un minimum, égal à 0,07, pour l'inclinaison de 2°. La valeur de K_y est alors 0,019.

Le centre de poussée éprouve des déplacements tout à fait analogues à ceux des ailes courbes sur les deux faces.

Aile n° 8 (*Pl. XI*). — L'aile n° 8 a ses bords tranchants et ses deux faces courbes. On voit par l'examen de la courbe polaire qu'elle est sensiblement équivalente à la plaque circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$, toute question d'incidence mise à part.

On peut appeler l'attention sur ce fait que la dépression ne suit pas la même loi que pour les ailes précédentes. Au lieu d'être très élevée vers le bord d'attaque, elle y est au contraire faible, et n'atteint son maximum qu'au tiers de la plaque; sa répartition est beaucoup plus uniforme. Cela tient à la forme du bord d'attaque, qui est tranchant et incliné vers le bas, et qui, par conséquent, pénètre dans l'air sans déterminer des tourbillons comme la plupart des autres plaques. Cette forme semble donc très recommandable.

Aile n° 9 (*Pl. XII*). — Contrairement à la précédente, cette aile a l'avant arrondi en bourrelet. Son arrière reste effilé, et son profil rappelle vaguement la forme d'une aile d'oiseau. Elle présente une forte résistance à l'avancement.

Nous avons étudié la répartition des pressions sur cette plaque mise aux inclinaisons 0, 2, 4, 6, 8 et 10°. Dans le voisinage du bord d'attaque, tant que le dos de l'aile est assez incliné vers le bas, à 0 degré par exemple, le maximum de dépression se produit près du milieu de la

(1) Ainsi, pour $K_y = 0,06$, l'angle d'incidence devrait être de plus de 9° pour l'aile courbe à l'avant, et de moins de 7° pour l'autre.

milieu de la plaque, comme nous l'avons trouvé pour l'aile précédente. Au fur et à mesure que l'avant se relève, la dépression sur le bord d'attaque augmente ; pour 6° elle est d'au moins 9,5 *mm* et pour 10° elle dépasse 14 *mm*.

En ce qui concerne les pressions sur la face inférieure concave, on peut remarquer l'aspiration qui se produit, à 0 degré, sur la moitié antérieure de la plaque. Quand l'angle augmente, les pressions augmentent aussi sur cette face sans que l'allure de leur courbe change notablement.

Aile n° 11 (Pl. XIV). — L'aile n° 11, dont le profil est analogue à celui de l'aile Voisin, a une flèche de $\frac{1}{24}$ environ. Elle est constituée par une feuille de tôle de 2 *mm* d'épaisseur. C'est aux environs de 2° que le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ est minimum. Le centre de poussée est le plus rapproché du bord d'attaque entre 5 et 10° ; il s'en éloigne ensuite très rapidement. La polaire montre que pour les faibles sustentations, la composante horizontale est notablement moindre que celle de l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

Aile n° 12 (Pl. XV). — Cette aile a été construite en bois, suivant le profil adopté par M. Maurice Farman. La flèche est de $\frac{1}{50}$.

Le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ est minimum vers 2°. On voit par la courbe polaire que cette aile équivaut à peu près à la précédente.

Ailes n° 13 (Pl. XVI). — L'aile n° 13 a été établie sur les données du monoplan Blériot (type Traversée de la Manche).

Cette aile a, jusqu'à 12°, une sustentation et une résistance à l'avancement plus fortes que l'aile de flèche $\frac{1}{13,5}$. Le diagramme polaire montre que, pour une même sustentation, elle a plus de résistance à l'avancement que cette dernière (1).

(1) Il est vrai que ces résultats ne sont pas absolument comparables, puisque les plans des deux plaques diffèrent par l'allongement, qui n'est que de 4 au plus pour l'aile Blériot au lieu de 6, et par la forme arrondie des angles de cette aile.

Quant à la courbe des $\frac{K_x}{K_y}$, on voit que, pour les très petits angles, ce profil serait peu favorable, comme on pouvait le prévoir en raison de la forme de bec donnée à l'avant de l'aile. En revanche, de 4 à 10°, le rapport entre K_x et K_y est sensiblement constant, ce qui peut être un avantage.

De plus, de 5 à 15°, intervalle comprenant les angles de vol, le centre de poussée a des déplacements relativement très faibles.

Aile n° 13 bis (Pl. XVI bis). — M. Blériot a construit pour le dernier meeting de Bétheny un appareil dont l'aile, plus plate, est représentée dans la planche XVI *bis*. La flèche n'est plus que de $\frac{1}{17}$.

Le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ est beaucoup diminué aux petits angles, et l'angle de vol qui paraît préférable est aux environs de 4 à 5°. La résistance à l'avancement est beaucoup moindre qu'avec l'aile précédente; aussi la vitesse de ce monoplan Blériot a-t-elle atteint 100 *km*. Cette forme d'aile est excellente à ce point de vue (1).

Aile n° 14, réduction au dixième de l'aile Bréguet. — Cette aile a le profil

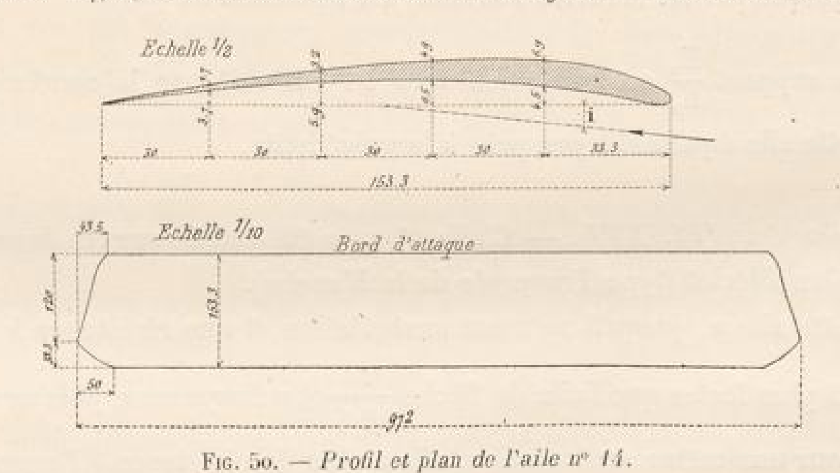


Fig. 50. — *Profil et plan de l'aile n° 14.*

(1) M. Blériot a essayé récemment une aile encore plus plate, dont la flèche de la face inférieure est 30 *mm*, pour une profondeur d'aile de 2,050 *m* et une épaisseur de 83 *mm*. La flèche de la ligne moyenne est $\frac{1}{35}$ de la corde. Nous n'avons pas fait l'essai de ce modèle; mais nous croyons que ses résultats différeraient peu de ceux de l'aile n° 12.

et le plan représentés par la figure 50. La flèche est le $\frac{1}{17}$ de la corde; elle est située à peu près au premier tiers. L'aile est renflée à la partie antérieure, et son épaisseur maximum est 7 *mm*; elle est effilée à l'arrière. L'allongement moyen est 6.

On trouvera à l'annexe les résultats numériques, et sur la planche XXVI la polaire, qui diffère peu de celle de l'aile n° 13 *bis*. La figure 51 représente les pressions sur la ligne médiane, à l'inclinaison de 6°.

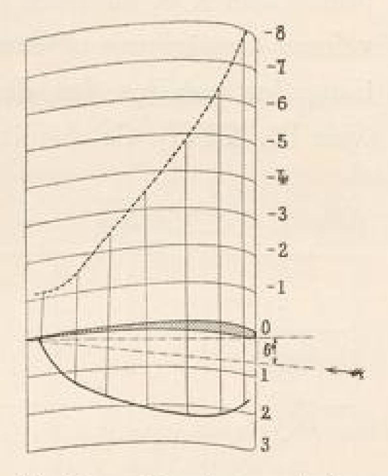
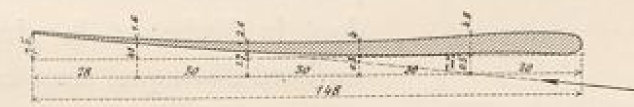


Fig. 51. — *Pressions sur la ligne médiane de l'aile n° 14, inclinée à 6°.*

Aile n° 15. — Le profil de cette aile (fig. 52) nous a été donné par M. Ernoult; il est caractérisé par un léger relèvement de l'arrière. Les valeurs fournies par l'expérience sont portées à l'annexe. Pour une résistance à l'avancement donnée, la sustentation est relativement faible; aussi cette forme ne semble-t-elle pas avantageuse.


Fig. 52. — *Profil de l'aile n° 15.*

Ailes n°s 16 *à* 18. — En vue de la construction de pales d'hélices. M. Drzwiecki nous a proposé l'étude des trois profils de la figure 53.

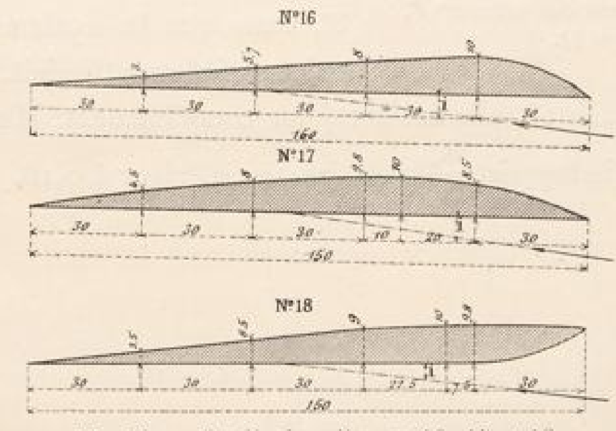


Fig. 53. — *Profils des ailes n°s 16, 17 et 18.*

Les deux premiers sont analogues à celui de l'aile n° 7; au lieu d'être

au milieu de la plaque, la flèche maximum est au cinquième de la largeur pour l'aile A et au tiers pour l'aile B. Nous donnons dans l'annexe les valeurs numériques obtenues dans les essais. Dans la limite des observations, les polaires des deux ailes diffèrent peu de celle de l'aile n° 7 (voir Pl. XXVI). Ce résultat confirme ce que nous avons dit, à propos des ailes 5 et 6, sur le peu d'influence que présente la position de la flèche maximum.

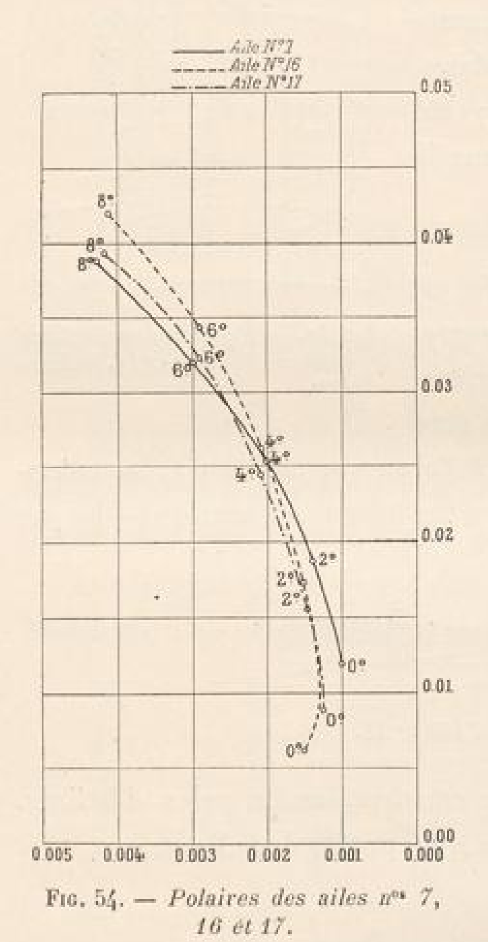


Fig. 54. — *Polaires des ailes nos 7, 16 et 17.*

Une telle conclusion n'est pourtant qu'approximative ; aussi, pour mieux comparer les ailes 7, 16 et 17, nous avons réuni leurs polaires dans la figure 54, où l'échelle des abscisses est cinq fois plus grande que celle des ordonnées. On voit que pour les faibles sustentations, l'aile la plus avantageuse est celle dont la flèche est au milieu; pour les fortes sustentations, c'est celle dont la flèche est la plus rapprochée du bord d'attaque. Avec cette dernière, le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ est encore inférieur à 0,1 pour une sustentation de 0,04. Cette aile permet donc d'utiliser des angles d'attaque assez élevés, allant jusqu'à 8°, sans que le rendement de la pale soit sensiblement réduit.

Quant à l'aile 18, elle est à rejeter complètement; elle donne des K_y très faibles, et le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ n'est jamais inférieur à 0,18.

§ 4. — Essais de modèles de monoplans.

Monoplan Esnault-Pelterie.

M. Esnault-Pelterie a bien voulu nous fournir un modèle au dixième

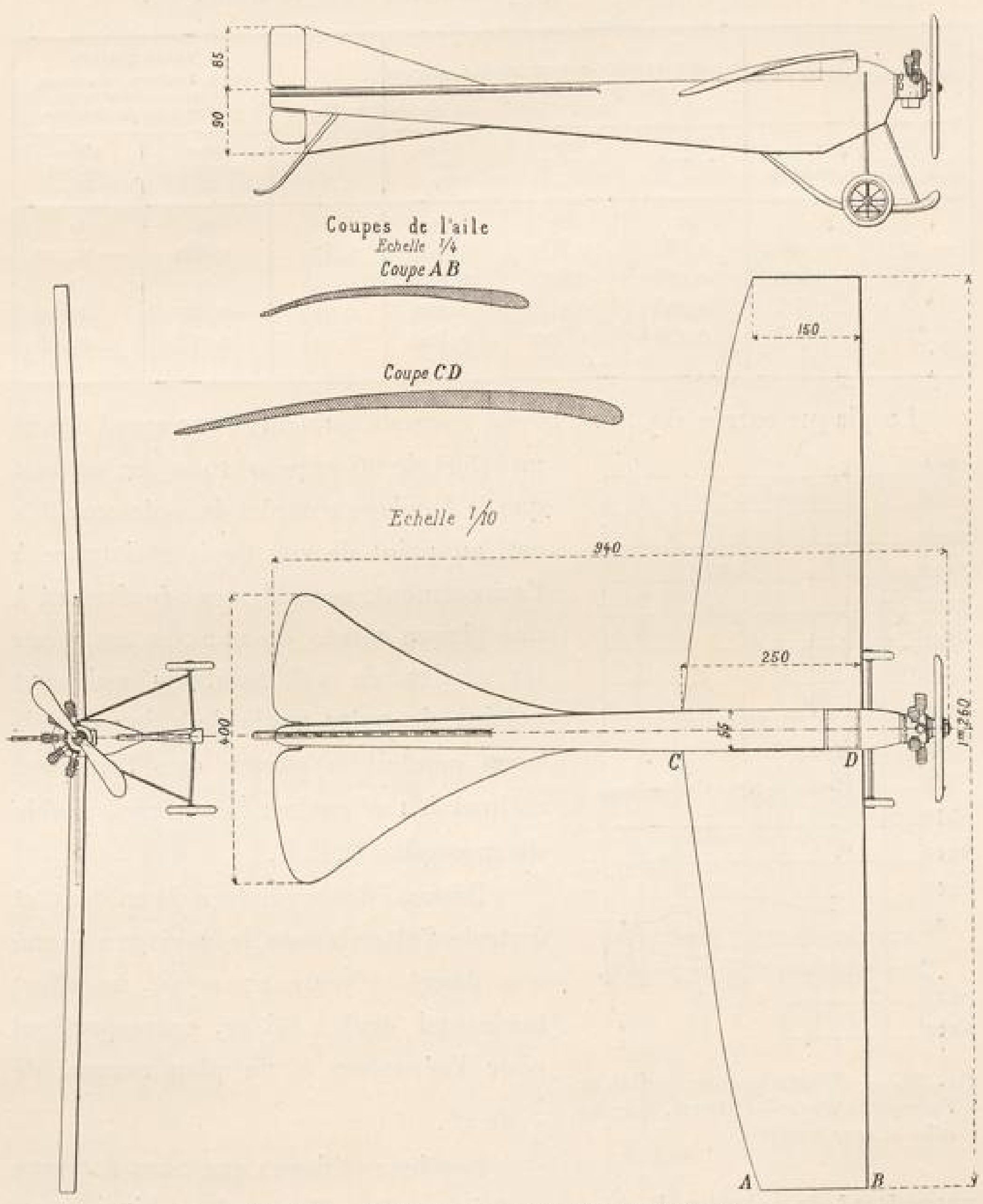


Fig. 55. — *Modèle du monoplan Esnault-Pelterie.*

du type exposé au Salon de 1910. Ce modèle comprenait les gouvernails, le moteur et le train d'atterrissage (fig. 55).

Nous avons tout d'abord expérimenté le modèle complet sous différentes inclinaisons par rapport au vent, puis nous avons détaché les ailes pour étudier l'action du vent sur le fuselage y compris le moteur et le train d'atterrissage. Nous avons obtenu les résultats donnés dans le tableau suivant et reproduits graphiquement sur la figure 56.

INCLINAISONS SUR LE VENT		EFFORTS EXERCÉS SUR LE MODÈLE COMPLET par un vent de 10 *m/sec*			$\frac{R_x}{R_y}$	EFFORTS EXERCÉS sur le fuselage, le moteur, le train d'atterrissage par un vent de 10 *m/sec*	
du plan supérieur du fuselage	de la corde de l'aile	Effort horizontal R_x	Effort vertical R_y	Effort total R_t		Effort horizontal R'_x	Effort vertical R'_y
		kg	*kg*	*kg*		*kg*	*kg*
— 5°	— 0°7	0,185	0,389	0,430	0,475	0,080	— 0,110
— 1°5	2°8	0,175	0,820	0,830	0,214	»	»
0°	4°3	0,208	0,978	1,000	0,214	0,067	0,019
3°	7°3	0,288	1,390	1,410	0,214	0,078	0,056

La plaque carrée de 10 × 10 *cm*, normale au vent, nous ayant donné un effort de 66 *gr* pour 10 *m/sec*, on voit que le fuselage complet de notre modèle est, au point de vue de la résistance à l'avancement, sensiblement équivalent à une plaque carrée de 10 × 10 *cm*, pour les angles de vol habituels qui sont voisins de notre angle de 0 degré. Cela nous conduit à penser que l'on peut estimer à 1 m^2 environ la surface nuisible du monoplan R. E. P.

Fig. 56. — *Efforts sur le modèle de l'aéroplane Esnault-Pelterie, avec les ailes et sans les ailes.*

Démuni des cylindres du moteur et du train d'atterrissage, le fuselage a donné à 0 degré et pour 10 *m/sec*, un effort horizontal égal à 48 *gr*, correspondant pour l'aéroplane à un plan normal de $\frac{3}{4}$ de m^2.

Les deux tableaux que nous donnons permettent de calculer l'action de l'air sur les ailes seules. Ainsi, pour une inclinaison de la corde de l'aile de 4°,3, on a, pour 10 *m/sec* :

Ensemble des ailes et du fuselage . . . $R_x = 0{,}208$ *kg*, $R_y = 0{,}978$ *kg*.
Fuselage complet seul . . . . $R'_x = 0{,}067$, $R'_y = 0{,}019$.

On en conclut par différence les actions sur les ailes seules :

$$R_x = 0{,}141\ kg, \qquad R_y = 0{,}959\ kg.$$

Les ailes de notre modèle ayant une surface totale de 0,24 m^2, les coefficients K_x et K_y sont :

$$K_x = 0{,}006, \qquad K_y = 0{,}040.$$

Monoplan Nieuport.

Nous avons fait établir, d'après les dessins que nous a communiqués

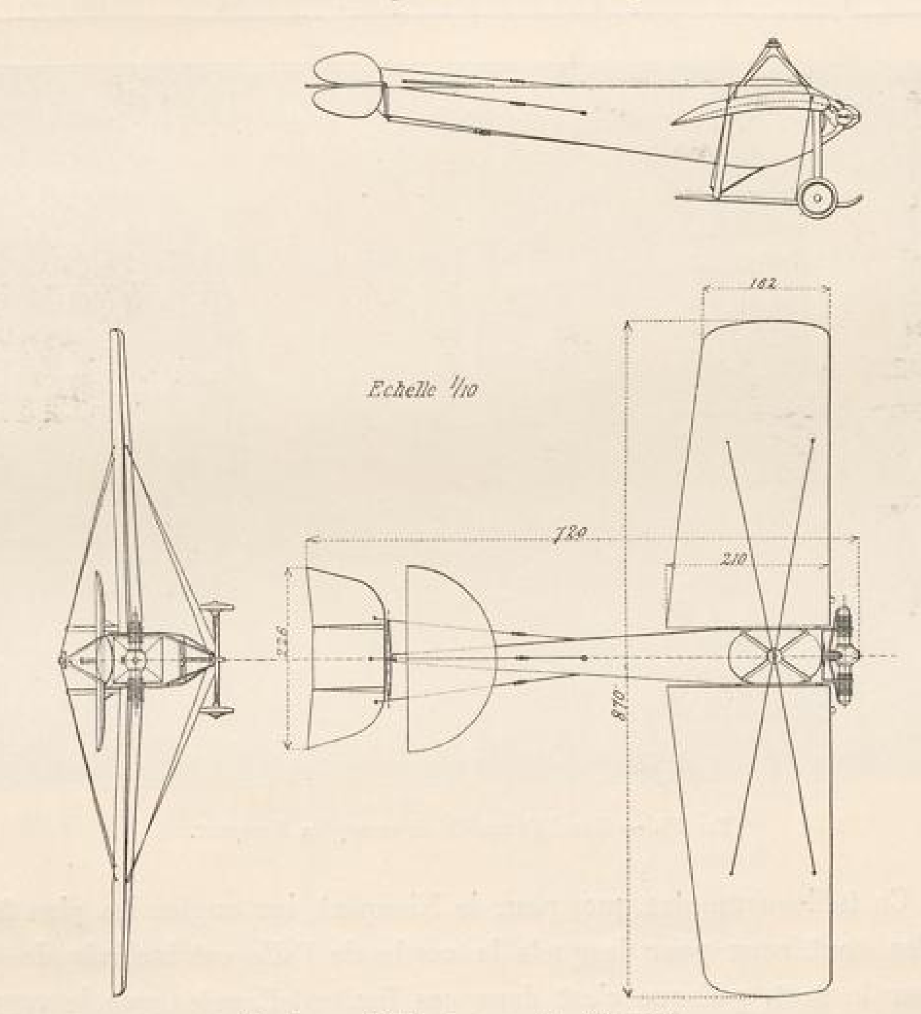


Fig. 57. — *Modèle du monoplan Nieuport.*

M. Nieuport, un modèle au $\frac{1}{10}$ de son monoplan, comprenant le moteur, le train d'atterrissage, les organes de commande et les haubans (fig. 57). La figure 58 montre le modèle en essai.

Ce modèle nous a donné les résultats suivants :

INCLINAISONS SUR LE VENT		EFFORTS EXERCÉS SUR LE MODÈLE COMPLET par un vent de 10 m/sec			$\frac{R_x}{R_y}$	EFFORTS EXERCÉS sur le fuselage seul par un vent de 10 m/sec	
du plan supérieur du fuselage	de la corde de l'aile	Effort horizontal R_x	Effort vertical R_y	Effort total R_i		Effort horizontal R'_x	Effort vertical R'_y
		kg	kg	kg		kg	kg
— 3°	3°	0,095	0,310	0,324	0,30	0,051	— 0,032
0°	6°	0,110	0,547	0,559	0,20	0,046	— 0,018
3°	9°	0,135	0,668	0,680	0,20	0,043	— 0,002
6°	12°	0,172	0,779	0.796	0,22	0,045	0,028

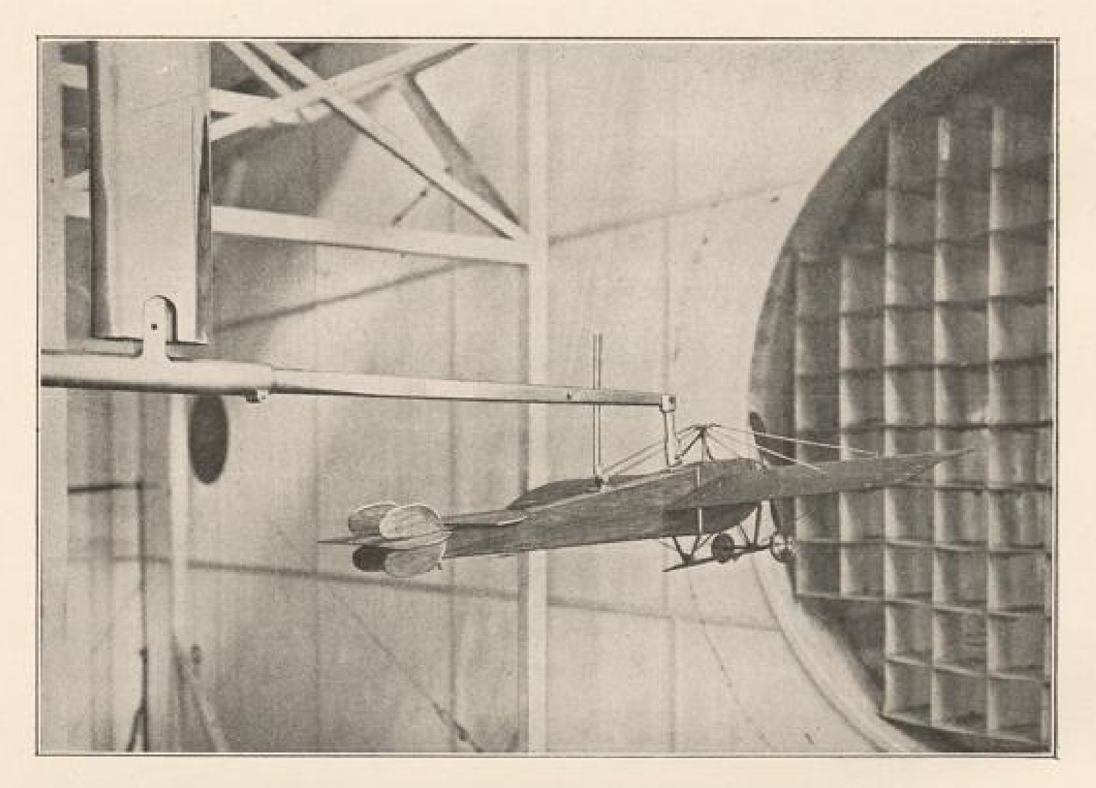
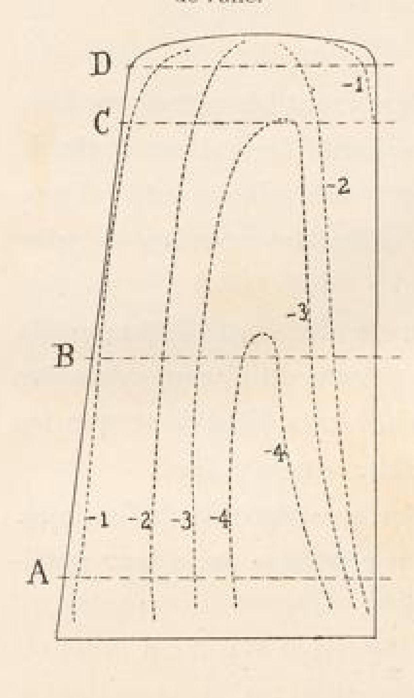


Fig. 58. — *Essai du modèle de monoplan Nieuport.*

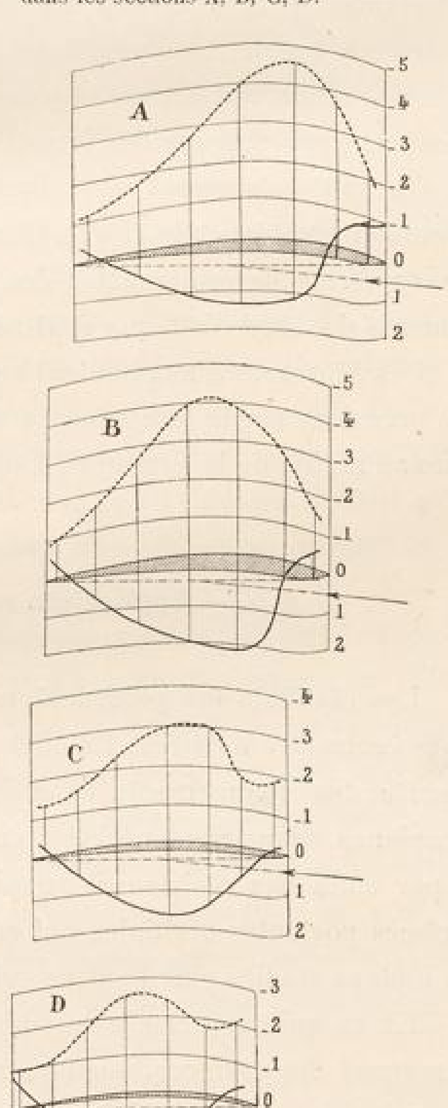
Ce tableau montre que, pour le Nieuport, les angles les plus favorables sont ceux pour lesquels la corde de l'aile est inclinée de 6° à 9° sur le vent, puisque c'est dans ces limites d'angles que le rapport $\frac{R_x}{R_y}$ est le plus faible.

Pour ces angles d'inclinaison, l'effort horizontal sur le fuselage seul est de 45 *gr* environ. Si l'on rapproche ces chiffres de l'effort 66 *gr* que nous avons mesuré sur une plaque carrée de 10 × 10 *cm* exposée normale-

Courbes d'égales pressions sur le dos de l'aile.



Pressions et dépressions sur les faces inférieure (—) et supérieure (....) de l'aile, dans les sections A, B, C, D.



Courbes d'égales pressions sur la face inférieure de l'aile.

Fig. 59. — *Pressions et dépressions sur l'aile du modèle d'aéroplane Nieuport, inclinée à 6°*

(Les pressions et dépressions sont exprimées en *mm* d'eau et rapportées à la vitesse de 10 *m/sec.*)

ment au vent, on en conclut que le fuselage du Nieuport est, au point de vue de la résistance à l'avancement, équivalent à un plan carré normal de $\frac{2}{3}$ de m^2.

Nous avons complété cette étude en déterminant les pressions dans les sections A, B, C, D (fig. 59) des ailes, la corde faisant un angle de 6° avec le vent. Les résultats sont représentés dans cette figure où nous avons aussi tracé, sur le plan des ailes, des courbes d'égales pressions pour chacune des faces.

On voit notamment que, dans le voisinage du bord d'attaque, la dépression n'est pas très élevée. Comme nous l'avons dit à propos de notre aile en forme de croissant et des ailes Blériot, cela tient à ce que les éléments du bord d'attaque sont nettement inclinés vers le bas.

Les dépressions augmentent à mesure qu'on se rapproche du fuselage. Les pressions sur la face concave semblent au contraire avoir leur maximum au milieu de la largeur de l'aile.

§ 5. — Application au calcul des aéroplanes.

Les résultats qui précèdent ne peuvent pas être étendus aux aéroplanes sans être modifiés. En effet, la différence de grandeur des surfaces apporte des changements dans les coefficients unitaires ; de plus, les aéroplanes comportent nécessairement des surfaces autres que les ailes, et par suite des résistances supplémentaires à l'avancement ; enfin des surfaces portantes multiples ont entre elles des influences mutuelles, que les biplans étudiés plus haut ne suffisent pas toujours à déterminer.

En ce qui concerne la variation des coefficients avec l'accroissement très grand des surfaces, aucune expérience précise, à notre connaissance du moins, n'a encore été faite. Il suffirait pourtant de connaître la force exacte et le poids d'un aéroplane, puis deux valeurs correspondantes de son inclinaison et de sa vitesse en air calme : on en déduirait son coefficient de sustentation, qui, comparé à celui d'un modèle, donnerait le rapport cherché. En l'absence de mesure bien certaine à ce sujet, nous adopterons la méthode suivante.

Un plan carré de même surface (0,135 m^2) que les ailes que nous

avons étudiées nous aurait donné, d'après le diagramme de la figure 17, $K_{90} = 0,072$, tandis qu'une grande surface carrée conduit à un coefficient de 0,08 qui paraît être un maximum (voir p. 41) : le coefficient est augmenté de 10 p. 100. Nous avons admis le même accroissement relatif entre nos ailes et des ailes semblables d'aéroplanes ; les calculs que nous avons établis d'après cette hypothèse, et que nous allons reproduire, concordent en général assez exactement avec les valeurs que nous ont communiquées les constructeurs. Si donc l'augmentation du dixième n'est pas vérifiée d'une façon rigoureuse, elle paraît assez probable pour suffire dans des calculs pratiques.

Les résistances accessoires des fuselages, des moteurs, des trains d'atterrissage, etc., ont une grande importance (1). Les évaluations qu'on peut en faire sans expérience directe varient certainement du simple au double. Il en résulte une grande indétermination pour la résistance à l'avancement de l'aéroplane. Cette indétermination est accrue de ce fait qu'on connaît toujours assez mal la force effective développée par le moteur, ainsi que le rendement de l'hélice et l'effet du courant d'air qu'elle produit. Aussi ne pourrons-nous donner de vérification directe de nos valeurs de K_x.

Au sujet des biplans, les résultats que nous avons indiqués pages 70 et 71 et planches XVII à XXII suffisent à calculer les efforts de sustentation. Les résistances à l'avancement sont moins bien connues, mais les remarques que nous venons de faire montrent qu'en présence des autres causes d'erreur, cette indétermination n'a pas d'inconvénient réel.

Observons enfin que les surfaces placées l'une derrière l'autre ont des influences réciproques qui sont loin d'être négligeables, et que des expériences sur des modèles disposés en conséquence pourraient seules faire connaître. Nous n'avons pas entrepris d'expérience de ce genre, en raison de l'extrême variété des cas particuliers.

(1) La résistance des surfaces nuisibles se rapproche de celle que présentent les ailes. Il y a donc un grand intérêt à réduire ces surfaces autant que possible, afin de faciliter la pénétration. Il faut en particulier diminuer l'encombrement du moteur : cette diminution est au moins aussi importante que celle de son poids.

Monoplan Esnault-Pelterie.

Le monoplan R.E.P. pèse 480 *kg* à vide et 590 *kg* en ordre de marche (pilote et approvisionnement compris).

Le constructeur nous a indiqué que, pendant le vol normal, la corde de l'aile dans le voisinage du fuselage était inclinée d'un angle i donné par $\operatorname{tg} i = 0{,}075$, ce qui correspond à $i = 4°{,}3$, et que l'appareil réalisait, dans ces conditions, une vitesse de 95 *km/h* (1).

Pour 4°,3 et 10 *m/sec*, nos mesures donnent :

$$R_y = 0{,}760 \; kg.$$

L'aéroplane, qui a une surface 100 fois plus grande, donnerait, en tenant compte de l'augmentation de 10 p. 100 due à la surface :

$$0{,}760 \times 100 \times 1{,}1 = 83{,}6 \; kg.$$

Pour porter un poids de 590 *kg*, il faut réaliser une vitesse V donnée par :

$$\frac{V^2}{590} = \frac{10^2}{83{,}6}.$$

D'où :

$$V = 26{,}6 \; m/sec = 95{,}6 \; km/h,$$

nombre presque identique à celui donné par le constructeur.

A 4°,3, nos expériences donnant $\frac{R_x}{R_y} = 0{,}21$, l'effort de traction est de :

$$R_x = 590 \times 0{,}21 = 124 \; kg.$$

Il correspond a une puissance utile de :

$$124 \times 26{,}6 = 3.300 \; kgm/sec, \text{ soit } 44 \; ch.$$

Sur les 124 *kg* d'effort de traction, la surface nuisible qui est, comme on l'a vu, de 1 m^2, entre pour :

$$0{,}08 \times 26{,}6^2 \times 1 = 57 \; kg.$$

correspondant à une dépense de puissance utile de 20 *ch* environ, soit près de la moitié de la puissance absorbée par l'aéroplane complet.

(1) Nous avons communiqué aux constructeurs des aéroplanes examinés les paragraphes spéciaux qui les concernent : on peut donc considérer comme exactes les valeurs numériques que nous donnons.

Monoplan Nieuport.

Le monoplan Nieuport pèse 235 *kg* à vide et 320 *kg* en ordre de marche, pilote et essence (10 *kg*) compris. Le plan supérieur du fuselage étant horizontal, il réalise une vitesse de 84 *km/h*.

Avec le poids de 320 *kg* et les chiffres que nous ont fournis nos expériences sur le modèle au $\frac{1}{10}$, il est facile de tracer en fonction de la vitesse de l'aéroplane la courbe des efforts de traction F et des puissances utiles P. En effet, si V est la vitesse de l'appareil, nous aurons, puisque nos données R_x et R_y sont rapportées à la vitesse de 10 *m/sec* :

$$320 = 1{,}10 \times 100\, R_y \times \left(\frac{V}{10}\right)^2 = 1{,}1\, R_y V^2,$$

$$F = 320 \frac{R_x}{R_y},$$

$$P = \frac{FV}{75}\ ch.$$

Le tableau de la page 104 donne l'inclinaison du modèle et les valeurs corrélatives de R_y et $\frac{R_x}{R_y}$. A l'aide des formules précédentes, on peut donc dresser le tableau suivant :

INCLINAISONS sur le vent		VITESSES RÉALISÉES		EFFORTS de traction en *kg*	PUISSANCES utiles en chevaux
du plan supérieur du fuselage	de la corde de l'aile	en *m/sec*	en *km/h*		
— 3°	3°	30,6	110	96,0	39,0
0°	6°	23,1	83	64,0	19,7
3°	9°	20,8	75	64,0	17,8
6°	12°	19,3	69,5	70,4	18,1

Pour le fuselage horizontal, nous retrouvons très sensiblement la vitesse indiquée.

Les courbes de la figure 60 représentent en fonction de la vitesse les variations de l'effort de traction et de la puissance utile. Nous avons de plus indiqué sur chaque courbe les angles d'inclinaison de la corde sur le vent.

La puissance utile minimum est de 17 *ch*, et l'effort minimum de traction de 64 *kg*.

Dès que l'on veut dépasser la vitesse de 85 *km*, l'effort de traction et la puissance utile augmentent assez rapidement.

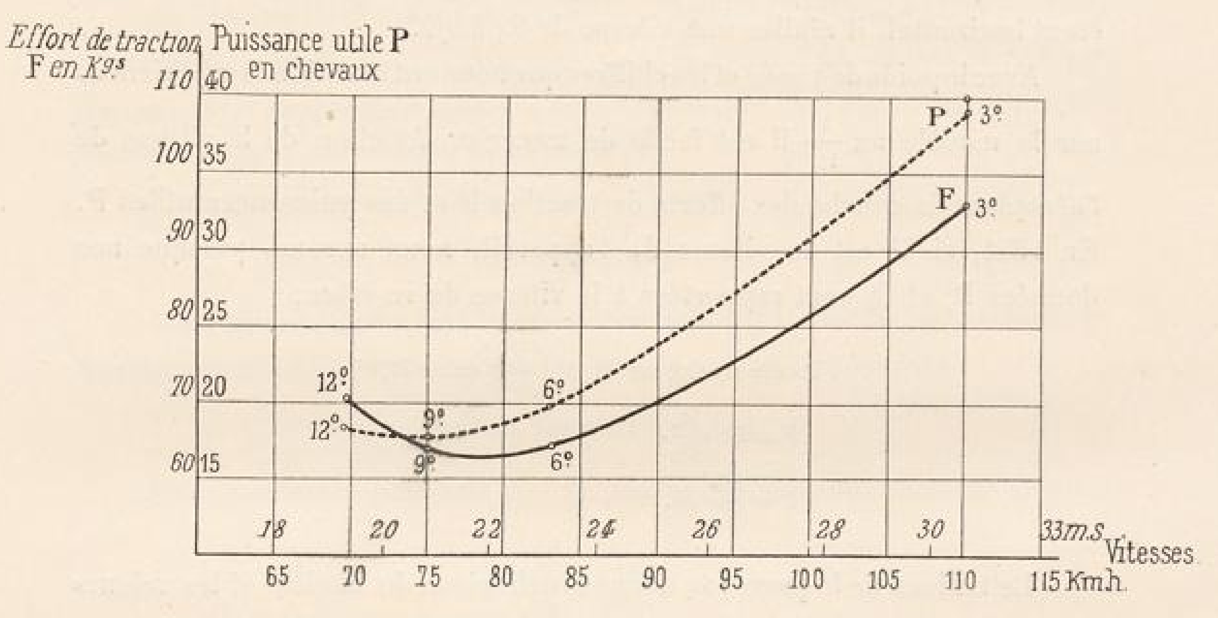


Fig. 60. — *Puissances utiles et efforts de traction pour un monoplan Nieuport.*

Monoplan Blériot.

Notre aile n° 13 est le modèle de l'aile d'un monoplan Blériot dont les caractéristiques sont les suivantes :

Surface portante	25 m^2
Poids en ordre de marche, pilote compris	588 *kg*.
Angle de vol	9°
Vitesse réalisée	70 *km/h* = 19,4 *m/sec*.
Surfaces nuisibles (fuselage, pilote, moteur, etc., estimées à	1 m^2.

Pour 9°, nos graphiques donnent :

$$K_x = 0{,}0065, \qquad K_y = 0{,}057.$$

Augmentons ces chiffres de 10 p. 100 pour les appliquer à l'aéroplane :

$$K_x' = 0{,}007, \qquad K_y' = 0{,}0625.$$

Ce coefficient 0,0625 correspond bien à la vitesse indiquée. En effet, si V est la vitesse, on doit avoir :

$$0{,}0625 \times 25 \times V^2 = 588,$$

d'où :

$$V = 19{,}4\ m/sec = 70\ km/h,$$

ce qui semble vérifier à la fois notre diagramme et l'augmentation de 10 p. 100 du coefficient.

Effort de traction à la vitesse normale. — A cette vitesse de 19,4 *m/sec*, la résistance à l'avancement des surfaces portantes est :

$$0{,}007 \times 25 \times 19{,}4^2 = 66\ kg\ ;$$

et celle des surfaces nuisibles :

$$0{,}08 \times 1 \times 19{,}4^2 = 30\ kg.$$

La résistance totale à l'avancement est donc :

$$F = 96\ kg,$$

correspondant à une puissance utile de :

$$96 \times 19{,}4 = 1860\ kgm, \text{ soit } 24{,}8\ ch.$$

Minimum de l'effort de traction. — On a, Q étant le poids total de l'appareil :

$$\frac{F}{Q} = \frac{(K_x' \times 25 + 0{,}08 \times 1)\,V^2}{K_y' \times 25 \times V^2} = \frac{K_x' + 0{,}0032}{K_y'},$$

Divisons le numérateur et le dénominateur par 1,1 pour remplacer les coefficients K_x', K_y' de l'aéroplane par les coefficients K_x, K_y du modèle :

$$\frac{F}{Q} = \frac{K_x + 0{,}0029}{K_y}.$$

Sur la courbe polaire de l'aile Blériot (fig. 61), portons, sur l'axe des K_x et vers la droite à partir de l'origine, $K_x = 0{,}0029$, et, du point ainsi obtenu, menons la tangente à la courbe polaire. On voit que le minimum cherché correspond au point :

$$K_x = 0{,}0065, \qquad K_y = 0{,}057$$

et à l'angle de 9°.

Ce sont les conditions normales de vol. Le monoplan est donc tel que, dans le vol normal, l'effort de traction est minimum.

Minimum de la puissance utile. — La puissance utile P du moteur est en kilogrammètres :

$$P = FV = (K'_x \times 25 + 0{,}08 \times 1)V^3.$$

Mais V est lié au poids Q par la relation :

$$Q = K_y' \times 25 \times V^2.$$

Éliminons V entre ces deux équations, et remplaçons K'_x par 1,1 K_x, K'_y par 1,1 K_y, il vient :

$$P = Q^{\frac{3}{2}} \frac{K_x + 0{,}0029}{5{,}25(K_y)^{\frac{3}{2}}}.$$

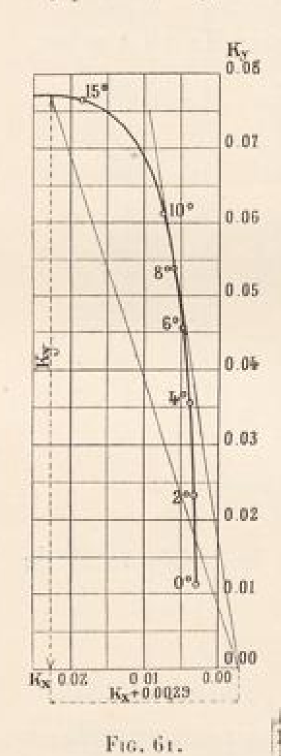


Fig. 61.

En calculant, d'après nos graphiques, les valeurs du rapport

$$\frac{K_x + 0{,}0029}{5{,}25(K_y)^{\frac{3}{2}}}$$

pour différents angles, et réunissant ces valeurs par

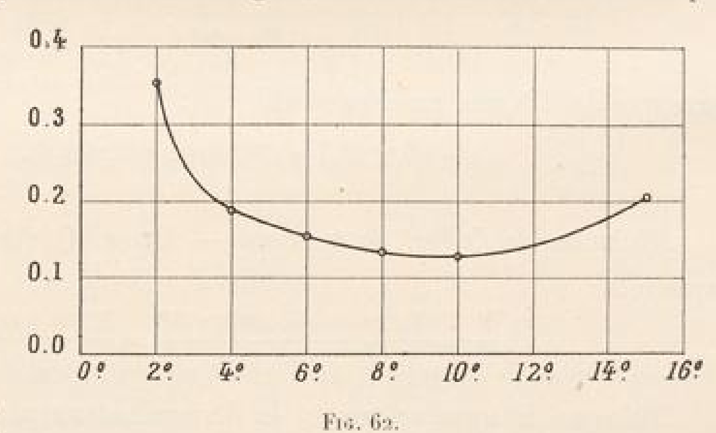


Fig. 62.

une courbe (fig. 62), on voit que le minimum a lieu pour les angles de 9 à 11° et qu'il est égal à 0,127. La puissance minimum permettant le vol est donc :

$$P_{min} = 0{,}127 \times Q^{\frac{3}{2}} = 0{,}127 \times 588^{\frac{3}{2}} = 1810 \; kgm,$$

soit 24 *ch.* C'est là très sensiblement la puissance normale.

Ainsi le monoplan Blériot vole normalement dans les conditions les plus favorables, puisqu'elles correspondent à la fois au minimum d'effort de traction et au minimum de puissance utile.

Biplan Wright.

Nous allons appliquer nos résultats au biplan Wright, modifié par M. de Lambert, et dont les caractéristiques sont les suivantes :

Poids de l'appareil, en ordre de marche (1)	575 *kg*.
Surface des ailes	$2 \times 22{,}2 = 44{,}4$ m^2.
Surface du gouvernail avant (biplan)	4 m^2.
Surface du stabilisateur arrière (monoplan)	2 m^2.
Surface nuisible (moteur, pilote, passager, agrès, etc.) estimée à	1,80 m^2.
Angle de vol	4 degrés.
Vitesse correspondante	68 *km/h*.

Le modèle de l'aile Wright expérimenté a montré que, pour 4 degrés :

$$K_x = 0{,}004, \qquad K_y = 0{,}037.$$

Augmentons ces coefficients de 10 p. 100 pour les étendre aux surfaces réelles :

$$K_x' = 0{,}0044, \qquad K_y' = 0{,}041.$$

Les diagrammes que nous donnons à propos des plans parallèles faiblement inclinés sur le vent (p. 71) montrent que la réduction de sustentation, pour un biplan de hauteur égale à la largeur, est de 18 p. 100 à 4°. La surface portante effective S du biplan Wright se composera de deux termes :

1° La surface des ailes réduite de 18 p. 100, comme nous venons de le dire :

$$44{,}4 \times 0{,}82 = 36{,}4\ m^2.$$

2° La surface du gouvernail avant pour laquelle nous admettrons la même réduction :

$$4 \times 0{,}82 = 3{,}3\ m^2.$$

Nous négligerons, comme surface portante, l'empennage arrière qui est très peu incliné sur la direction du mouvement.

(1) Ce poids se décompose ainsi :

Poids propre de l'appareil	420 *kg*.
Pilote et passager	140 *kg*.
Approvisionnements	15 *kg*.

La surface portante réduite est donc de 40 m^2 environ. Si V est la vitesse, on aura :

$$0{,}041 \times 40 \times V^2 = 575\ kg.$$

D'où :

$$V = 18{,}7\ m/sec = 67{,}5\ km/h,$$

ce qui est bien la vitesse normale constatée.

Effort de traction et puissance utile pour la vitesse normale. — A cette vitesse de 18,7 *m/sec*, la résistance à l'avancement (pour laquelle il n'y a pas lieu de considérer de réduction de surface) est de :

$$0{,}0044 \times 48 \times \overline{18{,}7}^2 = 74\ kg.$$

Celle des surfaces parasites sera :

$$0{,}08 \times 1{,}8 \times \overline{18{,}7}^2 = 50\ kg.$$

La résistance à l'avancement totale F sera par suite :

$$F = 74 + 50 = 124\ kg,$$

correspondant à une puissance utile de :

$$124 \times 18{,}7 = 2.320\ kgm/sec, \text{ soit } 31\ ch.$$

La puissance nominale du moteur est de 35 *ch*.

Biplan Voisin.

Notre aile n° 11 a sensiblement la forme de l'aile Voisin du type nouveau métallique, dit type Bordeaux, qui a effectué en un seul trajet le parcours de 600 *km* de Paris à Bordeaux. Ce nouveau type n'est pas déformable comme l'était l'ancien.

Les ailes ont une profondeur de 1,75 *m* et une envergure de 11 *m*; leur écartement est de 1,75 *m*.

La surface du biplan avant est de 38,50 m^2; en la réduisant de 15 p. 100 pour tenir compte du rapprochement des deux plans, on obtient 32,5 m^2. La surface du monoplan arrière est 7 m^2. Ce monoplan est considéré par les constructeurs comme porteur; mais comme il est attaqué par l'air sous un angle sensiblement plus faible que le biplan avant, nous réduirons sa surface de moitié, de sorte que la surface totale sustentatrice sera 36 m^2.

L'angle de vol normal est voisin de 3°; il correspond à une vitesse de 80 *km/h*, soit 22 *m/sec*, et à un poids Q de 520 *kg* (1).

C'est bien à ce poids que conduisent nos diagrammes. En effet, pour 3°, $K_y = 0,026$, qui, augmenté de 10 p. 100 pour tenir compte de la variation du coefficient avec la surface, devient :

$$K_y' = 0,029$$

et :

$$Q = K_y' S V^2 = 0,029 \times 36 \times \overline{22,2}^2 = 515 \; kg.$$

Avec un passager, ce même appareil a une sustentation totale de 625 *kg*, dont 200 *kg* de poids utile, mais la vitesse est réduite à 70 *km/h*, soit 19,40 *m/sec*. Dans ce cas, la surface réelle doit être réduite de 20 p. 100 : comme on pourra le vérifier, cette réduction correspond à la nouvelle inclinaison que nous allons trouver (2). On a alors :

$$K_y = \frac{Q}{1,1\,SV^2} = \frac{625}{1,1 \times 34 \times 19,4^2} = 0,044,$$

valeur qui, d'après notre diagramme, correspond à un angle d'incidence de 7°.

Enfin, M. Voisin nous a dit que l'appareil faiblement chargé, c'est-à-dire pesant 500 *kg* en ordre de marche, a atteint une vitesse de 90 *km/h*. Dans ces conditions :

$$K_y = \frac{500}{1,1 \times 37,5 \times 25^2} = 0,019,$$

ce qui correspond, d'après notre diagramme, à une incidence de 1 à 2°, qui est celle que le constructeur a indiquée.

(1)

Poids propre de l'appareil	300 *kg*.
Poids d'un moteur Gnôme	75 *kg*.
Poids d'huile et d'essence	70 *kg*.
Poids du pilote	75 *kg*.
Total	520 *kg*.

(2) Il serait plus correct et parfois plus commode, pour tenir compte de l'influence mutuelle des surfaces d'un biplan, de modifier d'abord la polaire de l'aile isolée : il faudrait pour cela multiplier les abscisses et les ordonnées des points correspondant à chaque angle, dans les rapports déterminés par l'écartement des surfaces.

Biplan Maurice Farman.

Le biplan Maurice Farman, qui a volé récemment pendant six heures sans arrêt, a des ailes dont la forme diffère peu de celle de notre aile n° 12.

Ces ailes ont une profondeur de 2 *m*, une envergure de 11 *m* et un écartement de 1,50 *m*. Leur surface est 44 m^2, celle de la cellule arrière, 6 m^2. La surface, réduite de 25 p. 100 pour tenir compte de l'écartement des deux biplans, est 37,5 m^2.

Avec un angle de vol de 6 à 7°, on a réalisé la vitesse de 77 *km/h* en pleine charge, c'est-à-dire au commencement de la course de six heures. La vitesse était de 85 *km/h* au moment de l'atterrissage, quand la provision d'essence et d'huile était à peu près épuisée. Dans le premier cas le poids soulevé Q était de 732 *kg* (1), et dans le second 570 *kg*.

Pour 7°, on trouve sur notre diagramme :

$$K_y = 0{,}037,$$

que nous augmenterons de 10 p. 100 pour tenir compte de l'agrandissement des surfaces par rapport à notre modèle. On a donc :

$$Q = 1{,}1 \times 0{,}037 \times 37{,}5 \times 21{,}4 = 707 \ kg$$

qui est à peu près le chiffre réel.

Quand le poids a été réduit à 570 *kg*, et que la vitesse a atteint 85 *km/h*, l'angle d'attaque correspondait à

$$K_y = \frac{570}{1{,}10 \times 37{,}5 \times 23{,}6^2} = 0{,}0245,$$

valeur qui, sur nos diagrammes, s'applique à l'angle de 4 degrés. On peut considérer que cet angle se rapproche beaucoup de la réalité.

(1) Poids de l'appareil, avec le moteur, les réservoirs étant vides	490 *kg*
Poids d'essence (185 litres)	140
— d'huile	22
— du pilote	70
— des accessoires	10
Total	732 *kg*

(L'approvisionnement exceptionnel d'huile et d'essence peut être remplacé en temps ordinaire par un passager ou deux.)

Biplan Bréguet.

Nous appliquerons les résultats trouvés avec l'aile n° 14 au record battu par M. Bréguet, lorsqu'il s'enleva avec cinq passagers sur un biplan dont les caractéristiques étaient les suivantes :

Surface de l'aile supérieure	$14,50 \times 2,30 = 33,3\ m^2$.
Surface de l'aile inférieure.	$11,60 \times 2,30 = 26,7\ m^2$.
Poids de l'appareil à vide.	540 *kg*.
5 passagers, pilote, essence et huile.	400 *kg*.
Poids total enlevé.	940 *kg*.

Pendant la durée du vol, l'inclinaison des ailes était de $7°,5$ et la vitesse moyenne, mesurée par un anémomètre placé devant le biplan, de 18,5 *m/sec*.

Les parties des ailes en recouvrement ont une surface totale de $26,7 \times 2 = 53,4\ m^2$ et l'aile supérieure déborde de $33,3 - 26,7 = 6,6\ m^2$. En admettant un coefficient de réduction de poussée de 0,75 pour tenir compte de l'influence mutuelle des surfaces en recouvrement, la surface active est de :

$$53,4 \times 0,75 + 6,6 = 46,6\ m^2.$$

Pour l'inclinaison de $7°,5$, nos graphiques donnent :

$$K_y = 0,0535.$$

Si on augmente ce nombre de 10 p. 100, pour tenir compte de l'agrandissement des surfaces par rapport au modèle, le coefficient correspondant de l'aéroplane réel serait :

$$K_y' = 0,059.$$

En appliquant ce coefficient à la surface de 46,6 m^2 et à la vitesse de 18,50 *m*, on trouve 944 *kg* comme force sustentatrice, ce qui concorde parfaitement avec la vraie valeur.

En résumé, dans tous les exemples précédents, nos calculs sont d'accord avec les résultats d'expérience. On en déduit cette conséquence importante au point de vue de la construction des aéroplanes : l'essai d'un modèle d'aéroplane, ou à la rigueur l'essai d'un modèle de ses ailes, permet de prévoir les conditions du vol normal.

§ 6. — Méthode pour le choix d'une forme d'aile dans un projet d'aéroplane.

Premier cas. — Supposons qu'on se donne, pour construire un aéroplane :

La puissance utile P du moteur, c'est-à-dire sa puissance mesurée au frein, multipliée par le rendement de l'hélice;

Le poids total Q;

La surface sustentatrice S;

Le produit $r = 0{,}08\,S'$ relatif aux résistances parasites, en assimilant ces résistances à celle d'un plan normal de surface S′ et de résistance unitaire 0,08.

Nous nous proposons de déterminer, parmi les ailes étudiées, celle qui, pour ces conditions, permettra la plus grande vitesse.

L'abscisse de la courbe polaire est, en appelant X la résistance à l'avancement des ailes seules :

$$K_x = \frac{X}{SV^2},$$

qu'on peut écrire :

$$K_x = \frac{X + rV^2}{SV^2} - \frac{r}{S} = \frac{(X + rV^2)V}{SV^3} - \frac{r}{S},$$

ou, puisque :

$$(X + rV^2)V = P,$$

$$K_x = \frac{P}{SV^3} - \frac{r}{S}.$$

L'ordonnée de la courbe polaire est :

$$K_y = \frac{Q}{SV^2}.$$

Mais nous avons admis que l'accroissement des surfaces, quand on passe de nos modèles aux aéroplanes, augmente d'un dixième les efforts unitaires. Nous pouvons toutefois conserver les coefficients du modèle, à condition d'augmenter d'un dixième la valeur numérique de la surface : les deux équations précédentes deviennent ainsi :

(1) $$K_x = \frac{P}{1{,}1\,SV^3} - \frac{r}{1{,}1\,S}.$$

(2) $$K_y = \frac{Q}{1{,}1\,SV^2}.$$

Les équations (1) et (2) définissent une courbe γ (fig. 63) qu'on peut construire en se donnant une série de valeurs de V.

Le point de rencontre M de γ avec la courbe polaire C correspondant à une forme déterminée d'aile fait connaître, par la valeur de l'inclinaison inscrite sur C, l'inclinaison qu'il faudrait donner à l'aile pour satisfaire au problème. Si, de plus, on a marqué sur γ les vitesses qui ont servi à construire ses différents points, le point M fait connaître aussi la vitesse qu'on obtiendrait avec cette aile.

Comme nous voulons avoir la forme d'aile donnant la vitesse maximum, et comme, d'autre part, le maximum de V correspond, d'après (2), au minimum de K_y, l'aile la plus avantageuse sera celle dont le diagramme polaire C′ rencontre γ au point le plus bas (1).

En éliminant V entre les équations (1) et (2), on voit que la courbe γ est une parabole de degré $\frac{3}{2}$, rencontrant son axe, qui est OK_x, à droite de O (2). Cette courbe rencontre ordinairement les polaires en deux points : le point le plus bas est évidemment le plus avantageux. Si une polaire n'est pas rencontrée par γ, l'aile correspondante ne peut convenir.

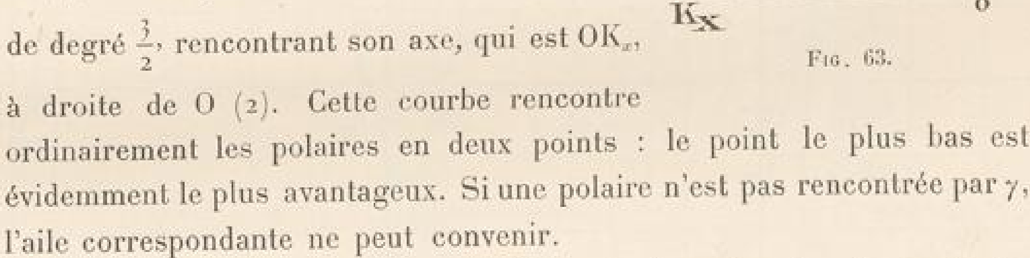


Fig. 63.

Appliquons cette méthode aux éléments d'un aéroplane à construire dans les conditions suivantes :

$$P = 26 \; ch. = 1.950 \; kgm, \quad Q = 570 \; kg, \quad S = 40 \; m^2, \quad r = 0{,}08 \times 1{,}5 \; m^2 = 0{,}12.$$

Remplaçons dans les équations (1) et (2) :

$$K_x = \frac{1{,}950}{1{,}1 \times 40 \times V^3} - \frac{0{,}12}{1{,}1 \times 40} = \frac{44{,}3}{V^3} - 0{,}0027. \tag{3}$$

$$K_y = \frac{570}{1{,}1 \times 40 \times V^2} = \frac{13}{V^2}. \tag{4}$$

(1) Il faut toutefois que l'angle correspondant soit suffisant pour que de petites oscillations n'amènent pas l'appareil dans la position où la sustentation devient nulle.

(2) L'équation de cette courbe est :

$$\frac{P\sqrt{S}}{Q^{\frac{3}{2}}} K_y^{\frac{3}{2}} = K_x + \frac{r}{S}.$$

Ces valeurs ont servi à construire la courbe γ de la figure 64. En traçant cette courbe sur un papier transparent et en la reportant sur nos divers diagrammes polaires, de façon que les axes de coordonnées

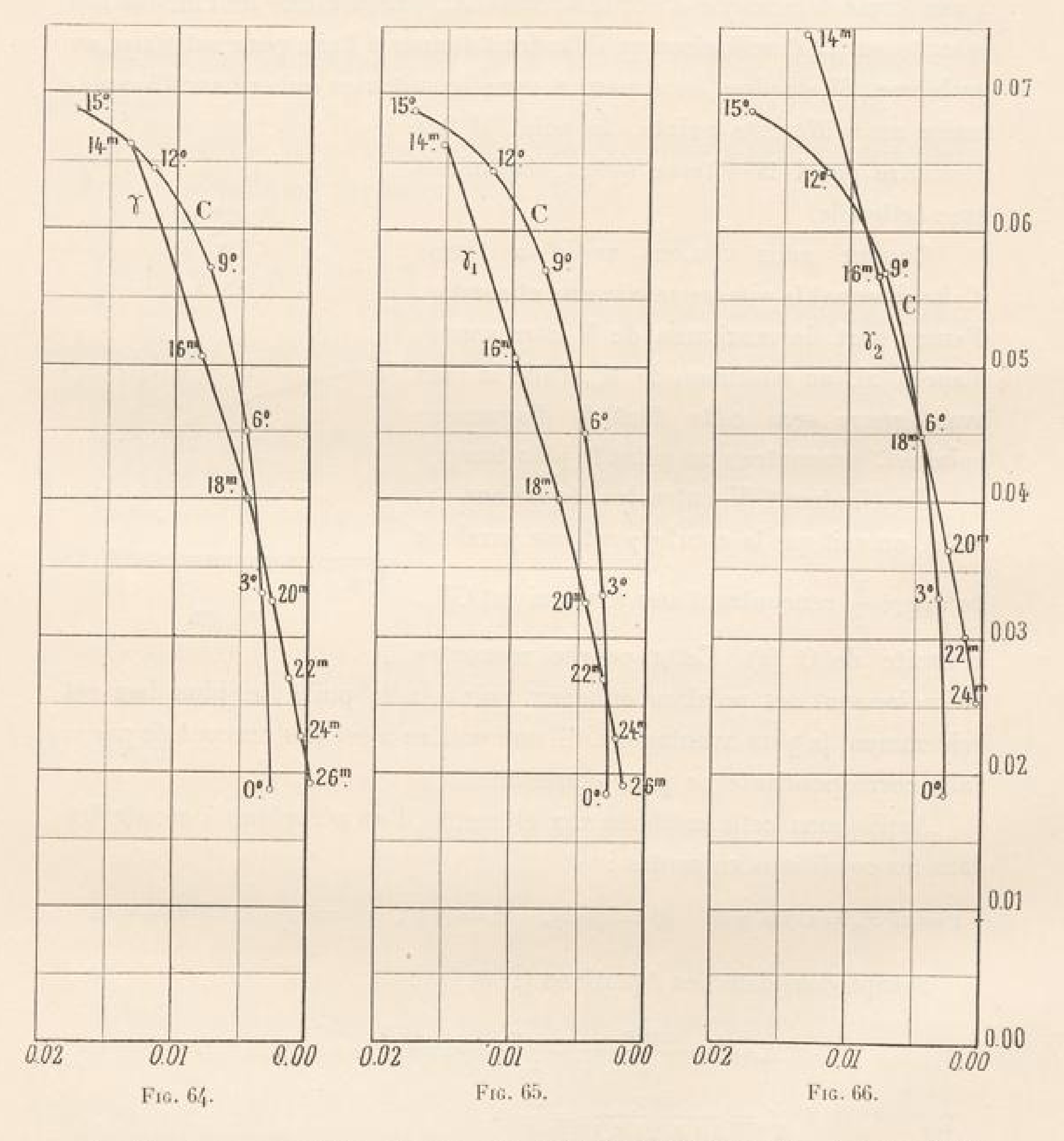


Fig. 64. Fig. 65. Fig. 66.

coïncident, on verrait la vitesse que donnerait chacune des formes d'aile étudiées, ainsi que l'inclinaison convenable de l'aile.

Nous considérerons trois de nos ailes, l'aile n° 10 (type Wright), l'aile n° 3 $\left(\text{aile circulaire de flèche } \frac{1}{13,5}\right)$ et l'aile n° 7 (plate en dessous et circulaire en dessus).

La figure 64 représente la superposition de γ à la courbe polaire C de l'aile Wright. On voit par l'intersection de C et de γ que l'inclinaison de l'aile serait 4° et sa vitesse 18,7 *m/sec.*

Les figures 65 et 66 correspondent à l'application de cette aile Wright

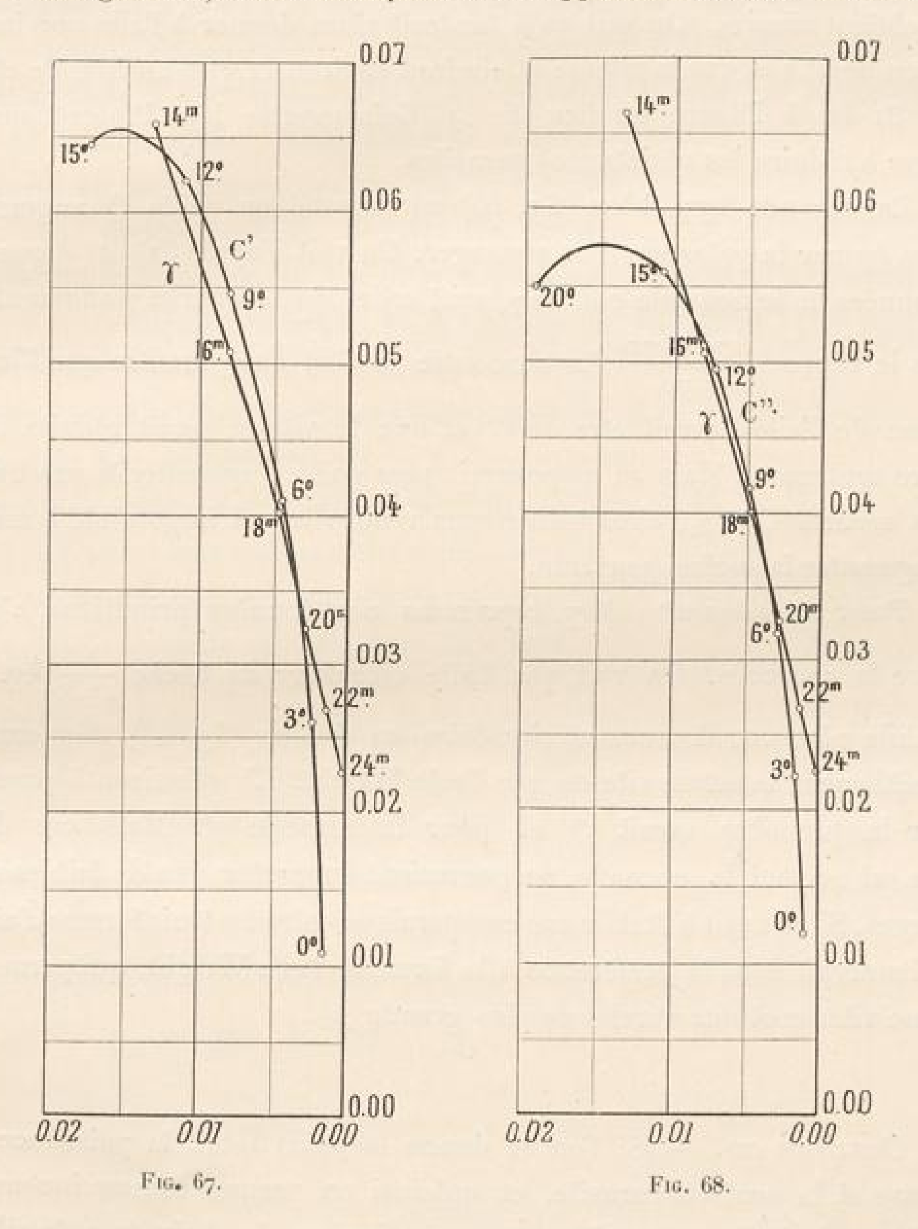


Fig. 67. Fig. 68.

dans des conditions un peu différentes des précédentes. Dans un projet d'aéroplane, en effet, comme on ne peut généralement partir de données exactement déterminées, il conviendrait de construire plusieurs courbes γ correspondant aux différents cas possibles. Nous avons examiné deux hypothèses.

La première (fig. 65) est celle où les résistances parasites représenteraient une surface égale à 0,5 m^2, au lieu de 1,5 m^2. Les formules (1) et (3) montrent que la courbe γ est reportée à gauche de $\frac{2}{3}$ 0,0027 = 0,0018. On obtient ainsi γ_1. On voit qu'il faudrait alors donner à l'aile une inclinaison de 1°,5 et que la vitesse atteindrait environ 22,5 *m* au lieu de 18,7, soit 81 *km* à l'heure au lieu de 67. Cela montre bien l'intérêt qu'on trouve à réduire les résistances parasites.

La seconde hypothèse (fig. 66) correspond au poids Q augmenté de 70 *kg* par la présence d'un passager. On voit d'après (2) et (4) que les ordonnées de la nouvelle courbe γ_2 sont celles de la courbe γ augmentées dans le rapport $\frac{570 + 70}{570}$. La rencontre de C et de γ_2 montre que l'inclinaison de l'aile devrait être de 6° et que la vitesse serait réduite d'un mètre seulement. Mais on ne pourrait plus guère augmenter la surcharge sans séparer C et γ_2, c'est-à-dire sans rendre le vol impossible à moins d'augmenter la surface portante.

Pour les ailes n°s 3 et 7, reprenons nos données primitives, c'est-à-dire la courbe γ. On voit que l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$ (fig. 67) et l'aile plane en dessous et circulaire en dessus (fig. 68) donneraient sensiblement la même vitesse que l'aile Wright. L'inclinaison à prendre pour la première serait 5° et pour la seconde 7°. Mais ces deux ailes, et surtout la seconde, ne pourraient supporter que de faibles surcharges. Si on avait à établir une comparaison entre les trois formes d'ailes, on donnerait donc la préférence à la forme de l'aile Wright, qui permet la même vitesse et une surcharge plus grande (1).

Deuxième cas. — Si l'on se donne le poids total, la puissance, la vitesse et la surface parasite, et qu'ainsi on prenne comme inconnues la forme de l'aile, sa surface et son inclinaison, le choix de cette aile se fait facilement. En effet, les formules (1) et (2) donnent immédiatement les

(1) Dans ces exemples, nous avons admis qu'il s'agissait de monoplans ; pour les biplans, il faudrait modifier la polaire de la plaque isolée (voir note 2, p. 115).
Si l'intersection des courbes C et γ était mal déterminée, on pourrait augmenter l'échelle des abscisses, comme dans la figure 54 (p. 100).

valeurs de SK_x et SK_y : on connaît donc $\frac{K_y}{K_x}$. En menant sur un diagramme polaire la droite partant de l'origine et ayant ce coefficient angulaire, le point de rencontre de cette droite et de la courbe polaire donnera l'inclinaison de l'aile, ainsi que les valeurs K_x et K_y. De l'une de ces valeurs, par exemple K_y, on déduira S, puisqu'on connaît SK_y. Comme il convient que la surface soit aussi réduite que possible, il faut que K_y soit aussi grand que possible, c'est-à-dire que, contrairement au cas précédent, on prendra l'aile dont la courbe polaire coupera la droite passant par l'origine au point le plus haut.

Supposons, par exemple, qu'il s'agisse de déterminer les éléments d'un aéroplane devant porter un poids utile de 300 *kg*, ainsi qu'il est demandé par le ministère de la Guerre, avec une vitesse pouvant atteindre 80 *km/h*. Le poids propre d'un tel appareil peut être estimé, d'après les types actuellement construits, à 500 *kg*, approvisionnements compris. Quant à la surface nuisible, on peut faire en sorte qu'elle ne dépasse pas 1 m^2. Admettons une puissance nominale de 50 *ch* et un rendement d'hélice de 70 p. 100, nous aurons :

$Q = 800\ kg \quad P = 50 \times 75 \times 0{,}70 = 2625\ kgm$
$V = 80\ km/h = 22{,}2\ m/sec \quad r = 1\ mq \times 0{,}08 = 0{,}08.$

Portons dans les formules :

$$SK_x = \frac{2625}{1{,}1 \times 22{,}2^3} - \frac{0{,}08}{1{,}1} = 0{,}147,$$

$$SK_y = \frac{800}{1{,}1 \times 22{,}2^2} = 1{,}47,$$

$$\frac{K_y}{K_x} = 10.$$

Aile N°3 (Ky=0,059, i=6°)
Aile N°14 (Ky=0,056, i=8°)

Fig. 69.

En traçant sur un papier transparent deux axes rectangulaires, et la droite passant par l'origine et ayant le coefficient angulaire 10 (fig. 69), puis portant ce papier sur chacune de nos polaires (Pl. XXVI), on voit immédiatement que les ailes nos 1, 2, 4, 5, 9, 10 et 13 doivent être éliminées, car leurs polaires ne rencontrent

pas la droite ou lui sont tangentes. Parmi les autres ailes, celles dont les polaires la rencontrent au point le plus haut sont l'aile n° 3 (aile circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$), puis l'aile n° 14 (aile Bréguet). La première donne :

$$K_y = 0,059, \quad i = 6^\circ, \quad S = \frac{1,47}{0,059} = 25\ m^2,$$

et la seconde :

$$K_y = 0,056, \quad i = 8^\circ, \quad S = \frac{1,47}{0,056} = 26,3\ m^2.$$

Les autres ailes auraient des surfaces plus grandes.

On adopterait donc l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$ ayant 25 m^2 de surface, c'est-à-dire, en conservant l'allongement de 6, 12,20 m d'envergure sur 2,05 m de profondeur.

Cas général. — Les équations (1) et (2) (p. 118) expriment les résistances unitaires K_x et K_y d'une aile d'aéroplane en fonction de cinq quantités qu'on peut regarder comme caractérisant l'appareil : le poids Q, la surface sustentatrice S, la surface nuisible S', la puissance P et la vitesse V.

Si on se donne ces cinq quantités, K_x et K_y sont déterminés, et le problème n'est possible qu'avec une aile dont la polaire passe par le point de coordonnées K_x et K_y.

En se donnant quatre de ces quantités, et en éliminant la cinquième entre (1) et (2), on obtient une relation entre K_x et K_y : ces coefficients achèvent d'être déterminés par la rencontre de la courbe γ représentant cette relation, avec la polaire C d'une aile. La seule condition nécessaire est que C rencontre γ. C'est ce que nous avons vu dans les deux cas que nous avons étudiés tout à l'heure : nous avons admis, successivement, qu'on connaissait P, Q, S, S', puis P, Q, S', V. Parmi les ailes satisfaisant à chaque problème, nous avons choisi l'aile la plus avantageuse en imposant une condition relative à la quantité qui n'était pas fixée *a priori* : nous avons pris l'aile permettant une vitesse maximum dans le premier cas, et l'aile de surface minimum dans le second.

On pourrait de la même manière résoudre des questions analogues, se fixer par exemple Q, S, S', V, et chercher l'aile absorbant la moindre

puissance. On aurait alors à chercher la polaire rencontrant une parallèle à OK_x le plus près possible de OK_y. La polaire de l'aile qui permettrait, toutes choses égales d'ailleurs, la plus grande surface nuisible, est également celle qui couperait une parallèle à OK_x le plus près possible de OK_y. Enfin l'aile capable de soulever un poids maximum est celle dont la polaire couperait au point le plus haut une parallèle à OK_x.

Il peut arriver que quatre des cinq quantités Q, S, S′, V, P ne soient pas déterminées *a priori*. C'est là le cas le plus ordinaire, et c'est en principe le plus avantageux puisqu'il laisse plus de choix.

Mais si l'on part d'un nombre de données inférieur à quatre, le problème, traité comme précédemment, exigerait de longues recherches. Il y a intérêt à remplacer les calculs par un abaque, qui fournisse rapidement un grand nombre de solutions.

§ 7. — Abaques reliant les cinq quantités Q, S, S′, V, P, et la forme et l'incidence de l'aile (Pl. XXVII).

Dans un projet d'aéroplane, il convient évidemment de choisir une aile présentant une grande sustentation pour une faible résistance à l'avancement. Or, le dernier exemple que nous avons donné, notamment, montre que parmi les ailes étudiées, l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$ inclinée à 6° serait très convenable à ce point de vue : on pourrait la choisir, au moins provisoirement, et admettre ses coefficients unitaires $\left(K_y = 0,059, \frac{K_x}{K_y} = 0,10\right)$. Nous allons donc construire un premier abaque établi dans cette hypothèse, et reliant les cinq quantités Q, S, S′, V, P.

Mais pour un même appareil les conditions du vol sont sujettes à varier. Dès qu'on change le poids soulevé ou l'inclinaison de la trajectoire, la vitesse ou la puissance, l'incidence des ailes change en même temps, ainsi que les coefficients K_x et K_y. Aussi faut-il voir ce que permettrait l'aéroplane à d'autres incidences. D'autre part, les conditions de fonctionnement peuvent varier dans des limites trop grandes pour l'aile considérée : si par exemple l'appareil devait supporter, à un moment donné, une surcharge considérable, une aile de plus forte courbure serait néces-

saire. Enfin, on peut avoir à chercher les divers régimes que permet une aile existante dont on connaît la polaire.

Dans tous ces cas, le premier abaque est insuffisant et il faut introduire comme variables, non seulement Q, S, S', V, P, mais encore la forme et l'inclinaison de l'aile. Nous dresserons donc un second abaque, en prolongeant le premier. Dans la planche XXVII, la partie du tracé qui est au-dessus de la droite A constitue, avec cette droite, le premier abaque; l'ensemble du tracé constitue le second.

Pour indiquer la construction et l'usage du premier abaque, éliminons S entre (1) et (2) (p. 118); nous avons :

$$P = \frac{K_x}{K_y} QV + 0{,}08\, S'V^3,$$

ou, en prenant $\frac{K_x}{K_y} = 0{,}1$ et en exprimant la puissance P en chevaux et la vitesse V en kilomètres par heure :

$$(5) \qquad 75\, P = 0{,}1\, Q \frac{V}{3{,}6} + 0{,}08\, S' \left(\frac{V}{3{,}6}\right)^3.$$

Mesurons les P et les Q sur deux échelles parallèles (fig. 70). Les couples de valeurs de P et Q qui correspondent à deux valeurs données de V et S' sont sur des droites concourant en un point M qui correspond aux valeurs prises pour V et S' (1). En construisant le lieu de M pour des valeurs de V variant de 10 en 10 *km.* et pour une série de valeurs de S', on obtient donc un diagramme tel que toute droite qu'on y trace donne des groupes de valeurs corrélatives de P, Q, S' et V.

Considérons maintenant l'équation (2). On peut l'écrire, en y faisant $K_y = 0{,}059$ et en exprimant V en *km/h* :

$$(6) \qquad \frac{Q}{0{,}059} = 1{,}1\, S \left(\frac{V}{3{,}6}\right)^2.$$

Conservons les deux premières échelles du tracé précédent, mais

(1) Les triangles semblables de la figure donnent en effet :

$$\frac{P - c}{Q - P} = \frac{b}{a},$$

qu'on peut écrire :

$$P = \frac{b}{a+b} Q + \frac{ca}{a+b}.$$

On voit qu'il est facile de déterminer b et c pour rendre cette relation identique à (5) : on a ainsi les coordonnées de M.

supposons que l'échelle des P représente maintenant les surfaces sustentatrices (fig. 71). Toutes les droites qui joignent les valeurs de Q et S correspondant à une même vitesse V concourent en un certain point de la droite joignant les zéros des échelles (1); en marquant en ce point la vitesse V, on peut construire un second diagramme donnant, par une droite, des valeurs corrélatives de Q, S et V. Sur la planche XXVII, l'échelle des vitesses qui sert pour cette seconde relation est l'échelle de droite.

En somme, l'usage du premier abaque est fondé sur la règle suivante :

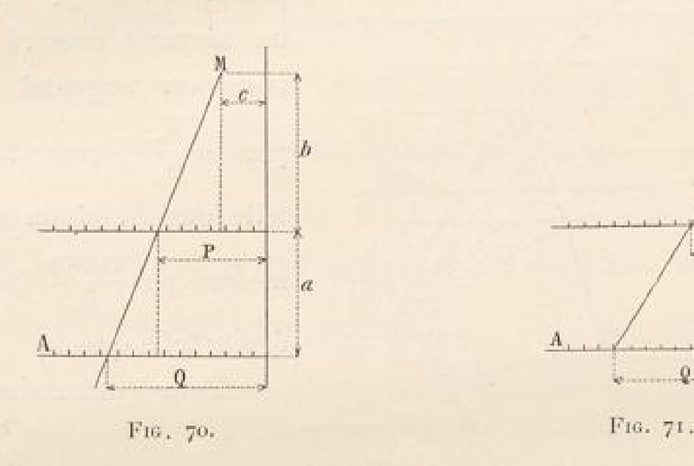


Fig. 70. Fig. 71.

une droite quelconque coupant le tracé donne des valeurs corrélatives de Q, P, S' et V (échelle de gauche), ou bien des valeurs corrélatives de Q, S et V (échelle de droite).

Prenons pour exemple d'application celui qui est fourni par les droites D et D_1 de la planche XXVII : on voit immédiatement que pour soulever un poids de 800 *kg* et obtenir une vitesse de 80 *km/h*, la surface nuisible étant 1 m^2, il faut une surface sustentatrice de 25 m^2 (droite D_1), et une puissance de 35 *ch* (droite D) (2).

Pour construire le second abaque, il faut supprimer l'hypothèse faite sur K_x et K_y. Au lieu des équations (5) et (6), on doit prendre :

$$(5') \qquad 75\,P = \frac{K_x}{K_y}\,Q\,\frac{V}{3{,}6} + 0{,}08\,S'\left(\frac{V}{3{,}6}\right)^3.$$

$$(6') \qquad \frac{Q}{K_y} = 1{,}1\,S\left(\frac{V}{3{,}6}\right)^2.$$

(1) On voit, en effet, qu'on ramène ce cas au précédent en prenant $c = 0$.
(2) Cet exemple est celui de la page 123.

Or, l'équation (5) devient identique à l'équation (5') si on suppose que dans cette équation (5) Q représente, non le poids, mais le poids multiplié par $10\frac{K_x}{K_y}$. De même, (6) devient identique à (6') si on suppose que dans (6) Q représente, non le poids, mais le poids multiplié par $\frac{0,059}{K_y}$. On pourra donc conserver le premier abaque, à condition de porter sur la ligne A, échelle primitive de Q, non plus un segment mesuré par Q, mais un segment mesuré par $10\frac{K_x}{K_y}$ Q pour la droite telle que D, et un segment mesuré par $\frac{0,059}{K_y}$ Q pour la droite telle que D_1.

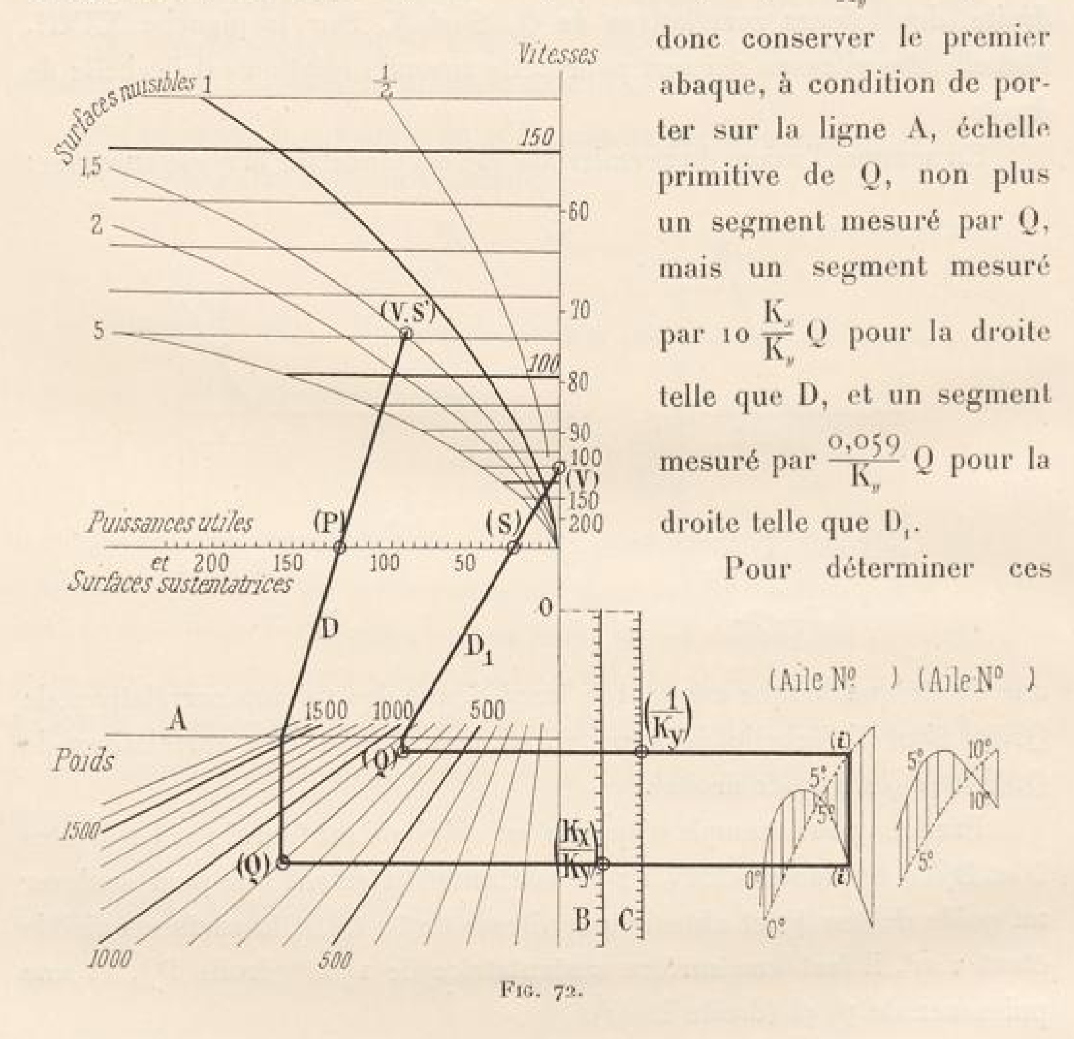


Fig. 72.

Pour déterminer ces segments, il suffit de faire correspondre le poids Q à un faisceau de droites passant par les divisions de l'échelle primitive et concourant en un point O (fig. 72), et de projeter sur A des points de ces droites dont les distances à O sont proportionnelles à $\frac{K_x}{K_y}$ et $\frac{1}{K_y}$. On prendra donc sur deux échelles telles que B et C des longueurs proportionnelles aux valeurs de $\frac{K_y}{K_x}$, $\frac{1}{K_y}$; des points obtenus on mènera des

horizontales jusqu'à l'oblique correspondant à Q, de là des verticales jusqu'à la droite A, et enfin les droites D et D_1. On a inscrit sur l'échelle des $\frac{1}{K_y}$, pour plus de commodité dans l'usage, les K_y au lieu des $\frac{1}{K_y}$, et on a ajouté aux $\frac{K_x}{K_y}$ les angles θ correspondants.

Mais les valeurs de $\frac{K_x}{K_y}$ et de K_y sont liées par une relation qui caractérise l'aile. Il est facile d'en tenir compte en prolongeant les horizontales jusqu'à des courbes dont l'une correspond à $\frac{K_x}{K_y}$ et l'autre à K_y ; sur chacune de ces courbes, on inscrit les inclinaisons en des points pour lesquels les échelles donnent les valeurs de $\frac{K_x}{K_y}$ et de K_y mesurées expérimentalement; enfin, les points de chaque courbe correspondant à une même inclinaison sont placés sur une même verticale. Le tracé plein se rapporte aux $\frac{K_x}{K_y}$, le tracé ponctué aux K_y.

Pour se servir de l'abaque, on aura dans chaque cas particulier un tracé tel que le tracé en traits forts de la figure schématique ci-dessus (fig. 72); les lettres entre parenthèses indiquent les quantités qui se lisent successivement sur l'abaque.

On a un exemple numérique par le tracé en traits ponctués $dd_1 \ldots d_6$ de la planche XXVII : on voit que l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{27}$, inclinée à 8° $\left(K_y = 0{,}051, \frac{K_x}{K_y} = 0{,}13\right)$, et ayant une surface sustentatrice de 29 m^2 et une surface nuisible de 1,5 m^2, transporte un poids de 1.000 *kg*, avec une puissance utile de 68 *ch* à une vitesse de 90 *km/h*.

Cet abaque n'est peut-être pas d'une très grande simplicité. Mais on peut observer qu'il relie 8 quantités $\left(Q, S, S', P, V, K_y, \frac{K_y}{K_x}\right.$, inclinaison *i* de l'aile$\left.\right)$, entre lesquelles existent quatre relations dont deux sont variables. De plus, l'introduction d'une aile nouvelle y nécessite seulement l'addition de deux courbes de construction très simple. Enfin, le quadrillage du bas de l'abaque évite le tracé des horizontales et des verticales, de telle manière qu'il suffit, dans chaque cas particulier, de mener les deux droites

extrêmes d et d_6 pour déterminer un ensemble de huit quantités qui se correspondent.

En résumé, le premier abaque exprime les relations qui unissent les cinq caractéristiques du vol normal d'un aéroplane établi dans de bonnes conditions. Il permet de lire, presque immédiatement, un grand nombre de valeurs numériques corrélatives de ces quantités, et de se rendre compte des effets de la variation d'une ou de plusieurs d'entre elles.

Quant au second abaque, il remplace, par un tracé simple, les calculs analogues à ceux que nous avons établis au paragraphe 6 et qui deviendraient très laborieux quand les données du problème seraient en nombre insuffisant. Il s'applique à toutes les ailes dont on a déterminé expérimentalement la courbe polaire (1).

§ 8. — **Conclusion.**

Après l'étude qui précède des 18 ailes de types différents que nous avons examinées, on peut se demander quel type serait le plus avantageux. Cette question ne peut avoir une réponse générale. L'aile la plus convenable dépend en effet des conditions particulières à chaque problème : poids soulevé, surface sustentatrice, surface nuisible, puissance utile et vitesse. Nous avons vu dans le paragraphe précédent comment tenir compte de ces conditions.

(1) On peut appliquer l'abaque que nous venons de décrire, et où entrent les valeurs de K_x, K_y et S, aux résultats de l'essai d'un modèle d'aéroplane, qui comporte les quantités R_x, R et l'échelle de la réduction : il suffit de tenir compte des observations suivantes.

Appelons n le rapport de la grandeur de l'aéroplane à celle du modèle, et, comme précédemment, R_x et R les efforts horizontaux et verticaux sur le modèle pour la vitesse de 10 m. Le même calcul que plus haut donne pour expression du poids et de la puissance de l'appareil :

$$Q = 1,1\, n^2 \frac{R_y}{100} \left(\frac{V}{3,6}\right)^2,$$

$$75\,P = \frac{R_x}{R_y}\, Q\, \frac{V}{3,6}.$$

On ramène à ces équations celles des ailes en remplaçant, dans ces dernières, K_x par $\frac{R_x}{100}$, K par $\frac{R_y}{100}$, S par n^2, et en annulant S'. Il suffit par conséquent de regarder les échelles de K_y, $\frac{K_x}{K}$, S, figurées sur l'abaque, comme représentant $\frac{R_x}{100}$, $\frac{R_x}{R_y}$, n^2, et de supposer que la surface nuisible est nulle.

Mais nous avons vu également que notre aile à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$, qui présente une faible résistance à l'avancement et une forte sustentation, peut être adoptée d'une façon générale dans un avant-projet. Au point de vue pratique, on peut lui reprocher sa faible épaisseur, qui lui laisserait à l'exécution trop peu de solidité. Nous conseillerions alors de lui substituer notre aile n° 8, dont le bord d'attaque est très mince et l'épaisseur relativement très forte ; la pression maximum se produit à peu près à l'endroit où l'aile est le plus épaisse. Sa flèche ainsi que sa polaire diffèrent peu de celles de notre aile n° 3, et l'on peut sans grande erreur lui appliquer le premier abaque, en admettant une incidence de 7 à 8°. Elle figure d'ailleurs sur le second abaque, qui donnerait des résultats plus exacts et plus complets.

Pour une aile d'une autre forme que celles que nous avons étudiées, l'essai d'un modèle par notre procédé ou par un procédé analogue permettrait, d'après la vérification que nous avons faite sur des appareils déjà construits, de connaître à l'avance les conditions du vol normal. Il serait encore préférable, naturellement, de faire un modèle complet de l'appareil, dont l'expérimentation donnerait des résultats présentant, à notre avis, toute garantie.

ANNEXE

Nous réunissons dans cette annexe les valeurs numériques de nos principaux résultats. Les chiffres inscrits sont les moyennes de ceux que nous ont fournis directement nos expériences.

Expériences sur des plaques normales au vent.

	Valeurs de K		Valeurs de K
Plan carré de 10 × 10 *cm*	0,065	Plan rectangulaire de 45 × 15 *cm* . .	0,071
— 15 × 15 *cm*	0,066	— 90 × 15 *cm* . .	0,074
— 25 × 25 *cm*	0,067	— 90 × 10 *cm* . .	0,075
Plan rectangulaire de 22,5 × 15 *cm* . .	0,068	— 90 × 4,5 *cm* . .	0,087
— 30 × 15 *cm*. . .	0,070	Disque de 15 *cm* de diamètre	0,066
— 40 × 20 *cm*. . .	0,071	— 30 *cm* —	0,0675

Plans rectangulaires de 225 cm^2 de surface.

	Valeurs de K		Valeurs de K
Rectangle de 18,4 × 12,25 *cm*, allong. 1,5.	0,0685	Rectangle de 58,05 × 3,96 *cm*, allong. 14,6.	0,0825
— 26,0 × 8,60 *cm*, — 3.	0,0705	— 67,05 × 3,35 *cm*, — 20.	0,0885
— 36,9 × 6,10 *cm*, — 6.	0,0725	— 82,35 × 2,70 *cm*, — 30.	0,0920
— 47,4 × 4,76 *cm*, — 10.	0,0755	— 93,00 × 2,28 *cm*, — 4,5.	0,0945
— 53,3 × 4,23 *cm*, — 12,5.	0,0790	— 106,00 × 2,01 *cm*, 50.	0,0970

Expériences sur des rectangles plans inclinés.

a) Poussées.

Plan carré de 25 × 25 *cm*, d'allongement 1.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent . . .	5°	10°	20°	30°	35°	38°	40°	45°	60°	75°	90°
K_i	0,011	0,024	0,054	0,083	0,094	0,098	0,078	0,072	0,069	0,068	0,067
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,165	0,36	0,805	1,24	1,40	1,46	1,17	1,08	1,03	1,015	1,00
θ	9°0	11°0	19°5	30°7	35°7	37°5	40°3	45°4	60°5	75°4	90°

Rectangle de 22,5 × 15 *cm*, d'allongement 1,5.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent . . .	10°	20°	26°	30°	40°	60°	90°
K_i	0,0272	0,0560	0,0745	0,0563	0,0580	0,0635	0,0680
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,39	0,82	1,10	0,82	0,85	0,93	1,00
θ	10°2	19°7	26°8	30°0	39°6	60°5	90°

Rectangle de 30 × 15 *cm*, d'allongement 2.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	20°	23°	25°	30°	40°	60°	90°
K_i	0,0184	0,0305	0,0645	0,0531	0,0490	0,0505	0,0353	0,0630	0,0700
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,26	0,43	0,91	0,75	0,70	0,72	0,79	0,90	1,00
θ	7°6	9°6	20°4	23°5	26°0	30°3	41°0	60°7	90°

Rectangle de 45 × 15 *cm*, d'allongement 3.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	18°	20°	25°	30°	60°	90°
K_i	0,0218	0,0355	0,0520	0,0547	0,0520	0,0545	0,067	0,071
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,31	0,50	0,74	0,77	0,735	0,77	0,945	1,00
θ	7°5	11°0	19°0	20°3	24°9	29°8	59°3	90°

Rectangle de 90 × 15 *cm*, d'allongement 6.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	3°	6°	9°	10°	15°	20°	30°	60°	90°
K_i	0,0140	0,0272	0,0410	0,0430	0,0515	0,0520	0,0580	0,0690	0,0740
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,19	0,37	0,55	0,58	0,695	0,70	0,78	0,93	1,00
θ	13°0	9°0	10°0	10°9	14°9	20°5	30°5	60°0	90°

Rectangle de 90 × 10 *cm*, d'allongement 9.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	20°	30°	60°	90°
K_i	0,0340	0,0465	0,0550	0,0600	0,0710	0,0750
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,45	0,62	0,73	0,80	0,94	1,00
θ	10°9	12°0	21°0	31°0	61°0	90°

Rectangle de 15 × 45 *cm*, d'allongement $\frac{1}{3}$.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	20°	30°	40°	45°	60°	75°	90°
K_i	0,008	0,015	0,036	0,063	0,085	0,086	0,075	0,0725	0,071
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,115	0,21	0,51	0,89	1,20	1,21	1,06	1,02	1,00
θ	12°8	13°3	21°0	31°0	40°2	45°5	59°6	74°0	90°

Rectangle de 15 × 90 *cm*, d'allongement $\frac{1}{6}$.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	20°	30°	38°	45°	60°	75°	90°
K_i	0,005	0,010	0,030	0,050	0,065	0,075	0,079	0,076	0,074
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,07	0,13	0,40	0,67	0,88	1,01	1,07	1,03	1,00
θ	14°0	13°9	20°8	30°	37°6	45°3	60°0	75°0	90°

b) *Centres de poussée.*

d = distance en *cm* du centre de poussée au bord d'attaque;
ρ = distance du centre de poussée au bord d'attaque en fraction de la largeur de la plaque;
i = angle d'inclinaison de la plaque sur le vent.

Plan carré de 25 × 25 *cm*, d'allongement 1.

d	3	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7	7,5	8	8,5	9	9,5	10	10,5	11	11,5	12	12,5
ρ	0,12	0,16	0,18	0,20	0,22	0,24	0,26	0,28	0,30	0,32	0,34	0,36	0,38	0,40	0,42	0,44	0,46	0,48	0,50
i	0°8	1°0	2°0	2°8	3°8	6°5	10°5	13°0	15°3	18°0	21°0	[illegible]5°0	28°0	33°5	39°0	55°2	73°5	84°0	90°0

Rectangle de 45 × 15 *cm*, d'allongement 3.

d	3,5	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7	7,5
ρ	0,234	0,267	0,300	0,334	0,367	0,400	0,434	0,467	0,500
i	5°0	7°8	10°0	12°0	13°8	17°5	52°8	72°5	90°

Rectangle de 90 × 15 *cm*, d'allongement 6.

d	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7	7,5
ρ	0,267	0,300	0,334	0,367	0,400	0,434	0,467	0,500
i	3°0	8°0	10°0	12°2	26°0	54°0	73°7	90°

Rectangle de 15 × 45 *cm*, d'allongement $\frac{1}{3}$.

d	7,5	12,0	12,75	13,50	14,25	15,0	15,75	16,50	17,25	18,0	18,75	19,5	20,25	21,0	21,75	22,5
ρ	0,167	0,266	0,284	0,300	0,318	0,334	0,350	0,367	0,384	0,400	0,418	0,434	0,450	0,466	0,482	0,500
i	2°0	5°0	6°8	10°8	17°5	39°5	45°0	47°8	50°2	52°5	54°3	56°5	65°0	77°8	85°8	90°

Rectangle de 15 × 90 *cm*, d'allongement $\frac{1}{6}$.

d	26	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45
ρ	0,289	0,311	0,323	0,334	0,345	0,356	0,367	0,378	0,389	0,400	0,411	0,422	0,433	0,444	0,455	0,466	0,477	0,488	0,500
i	2°5	7°5	10°5	19°5	49°0	52°0	53°5	56°2	58°0	59°5	60°0	63°0	64°0	68°5	72°5	80°0	84°0	87°5	90°

Expériences sur des plans parallèles normaux au vent.

a) Disques parallèles de 30 *cm* de diamètre.

Écartements des deux disques	Efforts exercés par un vent de 10 *m/sec*			Poussées unitaires K rapportées à la surface d'un seul disque		
	Ensemble des deux disques	Disque arrière	Disque avant	Ensemble des deux disques	Disque arrière	Disque avant
cm	*kg*	*kg*	*kg*			
0 (un seul disque) . .	0,479	»	»	0,0675	»	»
15.	0,466	— 0,066	0,532	0,066	— 0,009	0,075
30.	0,403	— 0,123	0,526	0,057	— 0,017	0,072
45.	0,347	— 0,182	0,529	0,049	— 0,026	0,075
60.	0,460	— 0,072	0,532	0,065	— 0,010	0,075
75.	0,575	0,051	0,524	0,081	0,007	0,074
90.	0,672	0,161	0,511	0,095	0,023	0,072

b) Rectangles parallèles de 40 × 20 *cm*.

Écartements des deux plaques	Efforts exercés par un vent de 10 *m/sec*			Poussées unitaires K rapportées à la surface d'une seule plaque		
	Ensemble des deux plaques	Plaque arrière	Plaque avant	Ensemble des deux plaques	Plaque arrière	Plaque avant
cm	*kg*	*kg*	*kg*			
0 (une seule plaque).	0,567	»	»	0,071	»	»
15.	0,551	— 0,072	0,622	0,069	— 0,009	0,078
30.	0,483	— 0,139	0,622	0,0605	— 0,017	0,0775
45.	0,471	— 0,140	0,611	0,059	— 0,0175	0,0765
60.	0,603	— 0,020	0,623	0,075	— 0,0025	0,0775
75.	0,710	0,096	0,614	0,089	0,012	0,077
90.	0,825	0,183	0,642	0,103	0,023	0,080

c) Treillis parallèles de 40,3 × 20,2 *cm*.

Écartements des deux treillis	Efforts exercés par un vent de 10 *m/sec*			Poussées unitaires K rapportées à la surface des pleins = 442,5 cm^2 d'un seul treillis		
	Ensemble des deux treillis	Treillis arrière	Treillis avant	Ensemble des deux treillis	Treillis arrière	Treillis avant
cm	*kg*	*kg*	*kg*			
0 (un seul treillis) . .	0,392	»	»	0,0885	»	»
2,5.	0,357	— 0,013	0,370	0,0805	— 0,003	0,0835
5.	0,418	0,011	0,407	0,094	0,003	0,091
10.	0,458	0,069	0,389	0,103	0,016	0,087
15.	0,476	0,096	0,380	0,107	0,022	0,085
20.	0,477	0,106	0,371	0,107	0,024	0,084
30.	0,496	0,116	0,380	0,112	0,026	0,086
60.	0,535	0,146	0,389	0,121	0,033	0,088
90.	0,570	0,172	0,398	0,129	0,039	0,090

Expériences sur les corps ronds.

NATURE ET DIMENSIONS DES CORPS EXPÉRIMENTÉS	EFFORTS R exercés par un vent de 10 *m/sec*	VALEURS DE K rapportées à la surface de la base
	gr	
a) Cylindres à base normale au vent.		
Disque de 30 *cm* de diamètre	479	0,0675
Cylindre de 30 *cm* de diamètre et de longueur égale à 1 rayon.	484	0,068
— — — — 2 —	389	0,055
— — — — 4 —	354	0,050
Disque de 15 *cm* de diamètre	116	0,066
Cylindre de 15 *cm* de diamètre et de longueur égale à 1 rayon.	117	0.066
— — — — 2 —	98	0,0555
— — — — 3 —	92	0,0525
— — — — 4 —	91	0,051
— — — — 6 —	90	0,051
— — — — 8 —	92	0,0515
— — — — 14 —	104	0,059
b) Cylindre de 15 cm de diamètre et de 14 rayons de longueur, terminé par deux hémisphères.		
Angle de l'axe et du vent 0°	21,5	0,012
— — 5°	26,6	»
— — 10°	38,1	»
		VALEURS DE K rapportées à la surface du rectangle suivant lequel se projette le cylindre
c) Cylindres à bases parallèles au vent.		
Base : cercle de 15 *cm* de diamètre. Hauteur 4 diamètres = 60 *cm*	367	0,040
Base : cercle de 3 *cm* de diamètre. Hauteur 1 *m*.	184	0,060
Fil de 2,75 *mm* de diamètre et de 11 *m* de longueur. . . .	191	0,063
		VALEURS DE K rapportées à la surface de la base ou à celle du maître-couple
d) Cônes fermés à la base.		
Angle au sommet 60°. Base : cercle de 40 *cm* de diamètre.	394	0,032
Angle au sommet 30°. Base : cercle de 40 *cm* de diamètre.	257	0,021
e) Corps sphériques.		
Sphère de 25 *cm* de diamètre	51	0,011
Demi-sphère convexe de 25 *cm* de diamètre	102,5	0,021
Demi-sphère concave de 25 *cm* de diamètre	394	0,083
f) Corps sphéro-conique formé par une demi-sphère de 20 cm de diamètre et un cône à 20°.		
Pointe en avant	30	0,010
Pointe en arrière	16,5	0,0055

Aile N° 1, Rectangle plan de 90×15 *cm*.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i de la plaque sur le vent								
	3°	6°	9°	10°	15°	20°	30°	60°	90°
Distances d, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	4,0	4,1	4,7	5,1	5,5	5,8	5,9	6,5	7,5
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*.	0,189	0,365	0,553	0,580	0,695	0,704	0,785	0,932	1,000
Coefficients K_i de résistance totale	0,0140	0,0272	0,0410	0,0430	0,0515	0,0520	0,0580	0,0690	0,0740
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0032	0,0043	0,0072	0,0084	0,0132	0,0182	0,0294	0,0596	0,0740
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0136	0,0268	0,0405	0,0423	0,0500	0,0487	0,050	0,0345	0,0
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,23	0,16	0,18	0,20	0,27	0,38	0,60	1,73	—
Angles θ de la résultante et de la verticale	13°0	9°0	10°0	10°9	14°9	20°5	30°5	60°0	90°

Aile N° 2, a courbure circulaire de flèche $\frac{1}{27}$.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i de la corde sur le vent									
	0°	3°	5°	6°5	10°	15°	20°	30°	60°	90°
Distances d, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	6,3	5,9	5,2	5,1	4,8	6,0	6,3	6,6	6,9	7,5
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*.	0,154	0,353	0,500	0,586	0,804	0,914	0,858	0,909	0,994	1,023
Coefficients K_i de résistance totale	0,0114	0,0261	0,0370	0,0434	0,0595	0,0680	0,0635	0,0670	0,0735	0,0757
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0016	0,0023	0,0037	0,0049	0,0094	0,0175	0,0220	0,0335	0,0640	0,0757
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0109	0,0260	0,0365	0,0431	0,0585	0,0645	0,0600	0,0580	0,0360	0,0
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,14	0,09	0,10	0,115	0,16	0,26	0,365	0,575	1,78	—
Angles θ de la résultante et de la verticale	7°9	5°0	5°7	6°5	9°1	14,7	20°	29°7	60°2	90°

Aile N° 3, a courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i de la corde sur le vent												
	— 8°	— 4°	0°	2°5	5°	10°	15°	20°	30°	45°	60°	75°	90°
Distances d, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	3,0	»	7,7	7,5	6,5	5,7	5,5	6,4	6,7	6,8	6,9	7,1	7,5
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*.	0,214	0,062	0,302	0,523	0,725	0,988	1,062	0,969	0,954	0,959	0,984	1,029	1,033
Coefficients K_i de résistance totale	0,0158	0,0046	0,0223	0,0387	0,0537	0,0730	0,0785	0,0717	0,0707	0,0710	0,0730	0,0760	0,0764
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0064	0,0045	0,0039	0,0037	0,0052	0,0091	0,0170	0,0245	0,0344	0,0499	0,0628	0,0735	0,0764
Coefficients K_y des composantes verticales	— 0,0145	— 0,0009	0,0220	0,0385	0,0535	0,0723	0,0767	0,0675	0,0612	0,0514	0,0372	0,0200	0,001
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	— 0,44	— 4,9	0,18	0,095	0,10	0,12	0,21	0,36	0,58	0,97	1,7	3,7	—
Angles θ de la résultante et de la verticale	156°0	101°5	10°0	5°4	5°5	7°2	12°3	19°9	29°7	44°0	59°4	74°8	90°

AILE N° 4, A COURBURE CIRCULAIRE DE FLÈCHE $\frac{1}{7}$.

ÉLÉMENTS DE LA RÉSULTANTE	INCLINAISONS *i* DE LA CORDE SUR LE VENT										
	0°	3°	5°	7°	10°	15°	20°	25°	30°	60°	90°
Distances *d*, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	10,0	9,5	8,0	6,8	5,9	5,5	6,5	6,6	6,75	7,1	7,5
Résultantes K_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,311	0,660	0,867	1,040	1,162	1,235	1,310	1,207	1,083	1,020	1,090
Coefficients K_i de résistance totale	0,0230	0,0489	0,0640	0,0770	0,0860	0,0915	0,0970	0,0900	0,0800	0,0755	0,0810
Coefficients K_x es composantes horizontales	0,0064	0,0082	0,0090	0,0106	0,0132	0,0175	0,0234	0,0330	0,0380	0,0650	0,0810
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0220	0,0482	0,0630	0,0761	0,0850	0,0900	0,0940	0,0840	0,0710	0,0390	0
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,285	0,17	0,14	0,14	0,15	0,18	0,24	0,39	0,53	1,65	»
Angles θ de la résultante et de la verticale	16°0	9°7	8°1	8°0	8°6	10°5	13°5	21°3	28°0	59°0	90°

AILE N° 5, COURBE A L'AVANT ET PLANE A L'ARRIÈRE.

ÉLÉMENTS DE LA RÉSULTANTE	INCLINAISONS *i* DE LA CORDE SUR LE VENT						
	0°	3°	5°	7°5	10°	15°	20°
Distances *d*, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	12,0	7,7	7,0	6,0	5,5	5°5	6,0
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,198	0,465	0,595	0,730	0,855	1,040	0,990
Coefficients K_i de résistance totale	0,0147	0,0345	0,0440	0,0540	0,0632	0,0770	0,0735
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0030	0,0036	0,0050	0,0054	0,0075	0,0145	0,023
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0144	0,0343	0,0439	0,0528	0,0625	0,0765	0,070
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,20	0,10	0,09	0,10	0,12	0,19	0,33
Angles θ de la résultante et de la verticale	11°5	6°0	5°3	5°9	7°0	10°9	18°2

AILE N° 6, PLANE A L'AVANT ET COURBE A L'ARRIÈRE.

ÉLÉMENTS DE LA RÉSULTANTE	INCLINAISONS *i* DE LA CORDE SUR LE VENT						
	0°3	2°5	5°	7°5	10°	15°	20°
Distances *d*, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	8,3	7,5	7,0	6,5	6,0	5°8	5°5
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,398	0,583	0,726	0,852	0,980	1,104	1,020
Coefficients K_i de résistance totale	0,0294	0,0432	0,0538	0,0631	0,0730	0,0817	0,0754
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0033	0,0041	0,0057	0,0075	0,0107	0,0182	0,0246
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0283	0,0430	0,0534	0,0625	0,0722	0,0797	0,0712
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,11	0,10	0,11	0,12	0,15	0,23	0,34
Angles θ de la résultante et de la verticale	6°4	5°5	6°1	7°2	8°4	12°9	19°0

Aile N° 7, plane en dessous et circulaire en dessus.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i de la face plane sur le vent						
	0°	4°	6°	8°	10°	15°	20°
Distances d, en cm, du centre de pression au bord d'attaque	7,7	7,0	5,0	4,65	4,6	4,5	5,7
Résultantes R_i, en kg, pour un vent de 10 m/sec.	0,163	0,350	0,435	0,528	0,603	0,770	0,792
Coefficients K_i de résistance totale	0,0121	0,0258	0,0322	0,0390	0,0450	0,0570	0,0585
Coefficients K_x de composantes horizontales	0,0010	0,0020	0,0030	0,0043	0,0056	0,0108	6,0192
Coefficients K_y de composantes verticales	0,0120	0,0255	0,0320	0,0388	0,0446	0,0560	0,0552
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,08	0,08	0,09	0,11	0,12	0,19	0,34
Angles θ de la résultante et de la verticale	4°6	4°5	5°3	6°3	7°1	10°9	19°2

Aile N° 8, en forme de croissant.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i de la corde sur le vent						
	0°	2°5	5°	7°5	10°	15°	20°
Distances d, en cm, du centre de pression au bord d'attaque	8,0	7,2	6,5	5,9	5,4	5,1	5,9
Résultantes R_i, en kg, pour un vent de 10 m/sec.	0,301	0,508	0,672	0,763	0,0850	0,988	1,040
Coefficients K_i de résistance totale	0,022	0,0375	0,0495	0,0568	0,0630	0,0732	0,0770
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0030	0,0033	0,0047	0,0058	0,0075	0,0120	0,0210
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0218	0,0370	0,0490	0,0565	0,0625	0,0720	0,0740
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,13	0,09	0,095	0,10	0,12	0,16	0,285
Angles θ de la résultante et de la verticale	7°6	5°1	5°5	6°0	7°0	9°4	16°0

Aile N° 9, en forme d'aile d'oiseau.

Éléments de la résultante	Inclinaisons de la corde sur le vent					
	0°	5°	10°	15°	17°5	20°
Distances d, en cm, du centre de pression au bord d'attaque	7,0	5,6	5,2	5,0	5,6	6,1
Résultantes R_i, en kg, pour un vent de 10 m/sec	0,361	0,730	0,990	1,0680	1,160	0,954
Coefficients K_i, de résistance totale	0,0268	0,0541	0,0736	0,0792	0,0860	0,0708
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0048	0,0071	0,0106	0,0138	0,0198	0,0234
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0264	0,0537	0,0730	0,0780	0,0837	0,0665
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,19	0,13	0,145	0,175	0,24	0,36
Angles θ de la résultante et de la verticale	10°4	7°4	8°3	10°0	13°3	20°0

Aile N° 10, analogue a l'aile Wright.

Éléments de la résultante	Inclinaisons de la corde sur le vent							
	— 3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°
Distances d, en cm, du centre de pression au bord d'attaque	»	10,0	6,4	5,4	4,9	4,9	5,6	6,3
Résultantes R_i, en kg, pour un vent de 10 m/sec.	0,052	0,234	0,416	0,569	0,740	0,824	0,900	0,805
Coefficients K_i de résistance totale	0,0041	0,0186	0,0331	0,0451	0,0587	0,0654	0,0714	0,0640
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0039	0,0029	0,0032	0,0050	0,0074	0,0119	0,0175	0,0224
Coefficients K_y des composantes verticales	—0,0012	0,0184	0,0329	0,0448	0,0570	0,0643	0,0692	0,060
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	3,4	0,155	0,98	0,11	0,13	0,185	0,25	0,37
Angles θ de la résultante et de la verticale	106°5	8°8	5°6	6°3	7°4	10°5	14°2	20°2

Aile N° 11, a courbure intérieure analogue a celle de l'aile Voisin.

Éléments de la résultante	Inclinaisons de la corde sur le vent					
	0°	2°	5°	10°	15°	20°
Distances d, en cm, du centre de pression au bord d'attaque	11,0	7,0	5,5	5,25	6,0	6,15
Résultante K_i, en kg, pour un vent de 10 m/sec	0,131	0,287	0,485	0,754	0,860	0,845
Coefficients K_i de résistance totale	0,0097	0,0212	0,0360	0,0560	0,0640	0,0625
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0010	0,0015	0,0033	0,0085	0,0150	0,0214
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0096	0,0211	0,0358	0,0555	0,0625	0,0590
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,10	0,07	0,09	0,155	0,24	0,36
Angles θ de la résultante et de la verticale	6°0	4°1	5°3	8°8	13°3	20°0

Aile N° 12, analogue a l'aile M. Farman.

Éléments de la résultante	Inclinaisons de la corde sur le vent							
	0°	2°	4°	6°	8°	10°	15°	20°
Distances d, en cm, du centre de pression au bord d'attaque	6,4	5,5	4,7	4,4	4,4	4,5	5,7	5,9
Résultantes R_i, en kg, pour un vent de 10 m/sec.	0,082	0,210	0,327	0,432	0,563	0,670	0,809	0,788
Coefficients K_i de résistance totale	0,0061	0,0156	0,0242	0,0320	0,0417	0,0495	0,0600	0,0583
Coefficients K_x des composantes horizontales.	0,0009	0,0010	0,0018	0,0029	0,0047	0,0068	0,0135	0,0206
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0060	0,0155	0,0241	0,0318	0,0415	0,0490	0,0584	0,0545
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,145	0,065	0,075	0,09	0,11	0,14	0,23	0,38
Angles θ de la résultante et de la verticale	8°2	3°8	4°3	5°2	6°3	7°9	13°0	20°7

Aile N° 13, analogue a l'aile Blériot, N° XI (Type Traversée de la Manche).

Éléments de la résultante	Inclinaisons de la corde sur le vent						
	0°	2°	4°	6°	8°	10°	15°
Distances *d*, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	10,5	9,2	8,4	7,4	6,9	6,65	6,10
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,183	0,364	0,549	0,710	0,842	0,964	1,210
Coefficients K_i de résistance totale	0,0118	0,0234	0,0353	0,0456	0,0540	0,0620	0,0777
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0031	0,0033	0,0038	0,0051	0,0060	0,0073	0,0190
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0112	0,0232	0,0352	0,0454	0,0537	0,0610	0,0765
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,27	0,14	0,11	0,11	0,11	0,12	0,25
Angles θ de la résultante et de la verticale	15°2	8°1	6°2	6°4	6°5	7°0	13°8

Aile N° 13 *bis*, analogue a l'aile Blériot, N° XI *bis* (Type Circuit de l'Est).

Éléments de la résultante	Inclinaisons de la corde sur le vent						
	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°
Distances *d*, en *cm*, du centre de pression au bord d'attaque	10,0	8,0	6,4	6,2	6,0	5°8	6,4
Résultante R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,170	0,405	0,592	0,769	0,895	1,020	1,106
Coefficients K_i de résistance totale	0,0109	0,0260	0,0380	0,0492	0,0575	0,0655	0,0710
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0025	0,0020	0,0030	0,0050	0,0078	0,0114	0,0185
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0106	0,0259	0,0380	0,0490	0,0570	0,0645	0,0685
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,23	0,08	0,08	0,10	0,135	0,175	0,27
Angles θ de la résultante et de la verticale	13°1	4°5	4°6	5°8	7°8	10°0	15°1

Aile N° 14, analogue a l'aile Bréguet.

Éléments de la résultante	Inclinaisons *i* de la corde sur le vent						
	0°	3°	5°	7°	9°	12°	15°
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec.*	0,271	0,501	0,628	0,735	0,834	0,930	0,950
Coefficients K_i de résistance totale	0,0190	0,0350	0,0440	0,0515	0,0585	0,0655	0,0668
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0021	0,0028	0,0034	0,0046	0,0063	0,0092	0,0124
Coefficients K_y des composantes verticales	0,0189	0,0348	0,0438	0,0513	0,0582	0,0650	0,0656
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,11	0,08	0,08	0,09	0,11	0,14	0,19
Angles θ de la résultante et de la verticale	6°3	4°6	4°4	5°2	6°2	8°0	10°7

Aile N° 15, tracée d'après un profil proposé par M. Ernoult.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i de la corde de la partie avant de l'aile sur le vent				
	1°	3°	6°	9°	12°
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,173	0,035	0,184	0,366	0,532
Coefficients K_i de résistance totale	0,0128	0,0026	0,0136	0,027	0,0395
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0013	0,0011	0,0015	0,0029	0,0082
Coefficients K_y des composantes verticales	−0,0126	−0,0023	0,0135	0,0268	0,0387
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	−0,11	−0,47	0,11	0,15	0,21
Angles θ de la résultante et de la verticale	173°8	154°7	6°8	8°3	12°2

Aile N° 16, profil proposé par M. Drzwiecki.

Éléments de la résultante	Inclinaisons du plan de la face inférieure sur le vent				
	0°	2°	4°	6°	8°
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,119	0,213	0,331	0,440	0,531
Coefficients K_i de résistance totale	0,0088	0,0158	0,0245	0,0326	0,0393
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,00125	0,00144	0,00201	0,00290	0,00417
Coefficients K_y des composantes verticales	0,00875	0,0157	0,0244	0,0325	0,0392
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,14	0,09	0,08	0,09	0,11
Angles θ de la résultante et de la verticale	8°2	5°2	4°7	5°1	6°1

Aile N° 17, profil proposé par M. Drzwiecki.

Éléments de la résultante	Inclinaisons du plan de la face inférieure sur le vent					
	0°	0°9	2°6	4°0	6°0	8°0
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*.	0,087	0,159	0,281	0,357	0,466	0,568
Coefficients K_i de résistance totale	0,00645	0,0118	0,0208	0,0265	0,0345	0,0420
Coefficients K_x des composantes horizontales.	0,0015	0,0013	0,0017	0,0021	0,0029	0,0041
Coefficients K_y des composantes verticales.	0,0063	0,0117	0,0207	0,0264	0,0344	0,0418
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,24	0,11	0,08	0,08	0,08	0,10
Angles θ de la résultante et de la verticale.	13°6	6°3	4°8	4°5	4°8	5°6

Aile N° 18, profil proposé par M. Drzwiecki.

Éléments de la résultante	Inclinaisons sur le vent de la face inférieure de l'aile dans le voisinage du bord de sortie				
	0°	2°	4°	C°	8°
Résultantes R_t, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,152	0,197	0,313	0,437	0,513
Coefficients K_t de résistance totale.	0,0113	0,0146	0,0232	0,0324	0,0380
Coefficients K_x des composantes horizontales	0,0020	0,0026	0,0043	0,0068	0,0091
Coefficients K_y des composantes verticales.	0,0112	0,0144	0,0228	0,0317	0,0369
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,18	0,18	0,19	0,22	0,25
Angles θ de la résultante et de la verticale.	10°2	10°4	10°8	12°2	13°3

Plaque de 45 × 15 *cm.*, a courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

Éléments de la résultante	Inclinaisons de la corde sur le vent					
	0°	3°	6°	10°	15°	20°
Résultantes R_t, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*.	0,125	0,205	0,273	0,388	0,474	0,523
Coefficients K_t de résistance totale.	0,0185	0,0305	0,0405	0,0575	0,0700	0,078C
Coefficients K_x des composantes horizontales.	0,0035	0,0035	0,0050	0,0084	0,0139	0,0242
Coefficients K_y des composantes verticales .	0,0181	0,0302	0,0400	0,0570	0,0690	0,0745
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,19	0,11	0,12	0,15	0,20	0,32
Angles θ de la résultante et de la verticale. .	11°0	6°5	7°0	8°4	11°4	18°0

Biplans droits de 90×15 *cm*.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i des plans sur le vent											
	Biplan de 10 *cm* d'écartement				Biplan de 15 *cm* d'écartement				Biplan de 20 *cm* d'écartement			
	3°	6°	9°	15°	3°	6°	9°	15°	3°	6°	9°	15°
Distances d, en *cm*, du point d'intersection de la ligne d'application de la résultante avec le plan supérieur, au bord d'attaque de ce plan.	5,2	4,1	4,4	5,4	6,2	4,8	4,9	5,5	8,5	5,4	5°6	6,3
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*	0,195	0,475	0,720	1,155	0,210	0,522	0,800	1,290	0,257	0,554	0,850	1,290
Coefficients K_i de résistance totale.	0,0072	0,0176	0,0267	0,0428	0,0078	0,0192	0,0295	0,0480	0,0095	0,0205	0,0314	0,0480
Coefficients K_x des composantes horizontales.	0,0023	0,0037	0,0058	0,0126	0,0028	0,0042	0,0064	0,0141	0,0036	0,0046	0,0073	0,0144
Coefficients K_y des composantes verticales.	0,0068	0,0172	0,0261	0,0408	0,0073	0,0189	0,0288	0,0460	0,009	0,0200	0,0305	0,0460
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,34	0,21	0,22	0,31	0,38	0,22	0,22	0,31	0,35	0,23	0,24	0,32
Angles θ de la résultante et de la verticale.	19°0	12°0	12°5	17°0	20°9	12°9	12°6	17°2	22°0	12°9	13°4	17°6

Biplans courbes de 90×15 *cm*, a courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$

Éléments de la résultante	Inclinaisons i de la corde sur le vent																	
	Biplan de 10 *cm* d'écartement						Biplan de 15 *cm* d'écartement						Biplan de 20 *cm* d'écartement					
	1°	3°	6°	9°	15°	20°	1°5	3°	6°	9°	15°	20°	0°8	3°	6°	9°	15°	20°
Distances d, en *cm*, du point d'intersection de la ligne d'application de la résultante avec le plan supérieur, au bord d'attaque de ce plan.	9,6	8,4	7,0	6,2	5,1	5,3	9,8	8,7	7,4	6,5	5,1	5,4	11,7	9°8	7°6	5°9	4,9	5,5
Résultantes R_i, en *kg*, pour un vent de 10 *m/sec*.	0,706	0,896	1,175	1,380	1,735	1,985	0,788	0,970	1,225	1,515	1,850	2,100	0,731	1,060	1,305	1,535	1,935	2,120
Coefficients K_i de résistance totale.	0,0262	0,0332	0,0435	0,0513	0,0643	0,0735	0,0293	0,0357	0,0455	0,0560	0,0687	0,0780	0,0273	0,0392	0,0485	0,0572	0,0717	0,0785
Coefficients K_x des composantes horizontales.	0,0044	0,0049	0,0057	0,0078	0,0132	0,0211	0,0052	0,0059	0,0061	0,0088	0,0145	0,0220	0,0050	0,0062	0,0072	0,0092	0,0165	0,0237
Coefficients K_y des composantes verticales.	0,0258	0,0330	0,0430	0,0507	0,0630	0,0707	0,0290	0,0350	0,0450	0,0540	0,0670	0,0730	0,0270	0,0375	0,0480	0,0564	0,0697	0,0747
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$	0,17	0,15	0,13	0,16	0,21	0,30	0,18	0,15	0,14	0,16	0,21	0,30	0,19	0,16	0,15	0,16	0,24	0,32
Angles θ de la résultante et de la verticale	9°9	8°4	7°6	8°6	11°8	16°7	9°6	8°8	7°8	8°8	11°8	16°8	10°6	9°0	8°5	9°3	13°2	17°6

Les figures ci-dessous représentent en plan les surfaces étudiées avec la position des points où les pressions ont été directement observées.



FIG. 73. — *Plaque carrée de 500 × 500 mm.* (Echelle $\frac{1}{10}$.)

FIG. 74. — *Disque de 300 mm de diamètre.* (Echelle $\frac{1}{5}$.)

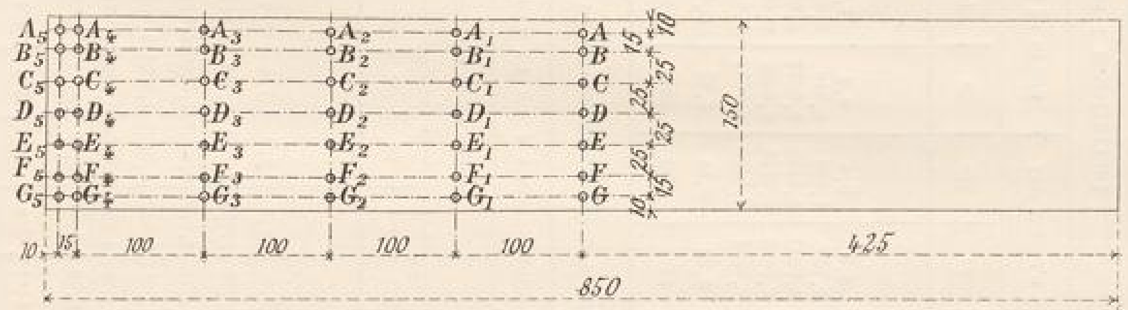


FIG. 75. — *Plaque rectangulaire de* 850 × 150 mm (Echelle $\frac{1}{6}$).

FIG. 76. — *Plaque courbe de* 900 × 150 mm, *de flèche* $\frac{1}{13,5}$ (Echelle $\frac{1}{6}$).

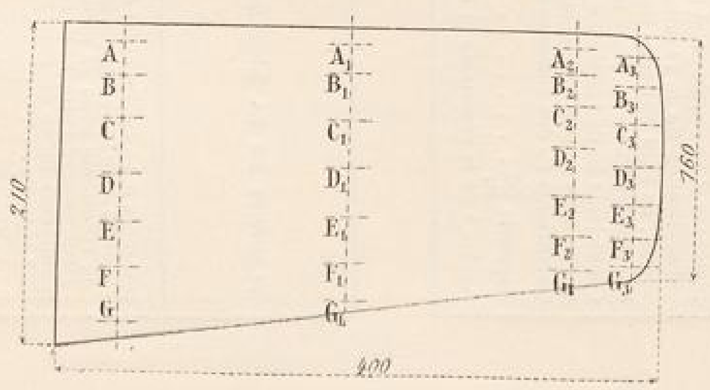


FIG. 77. — *Aile du monoplan Nieuport* (Echelle $\frac{1}{5}$).

Répartition des pressions sur une plaque de 50 × 50 *cm* (1).

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/sec et exprimées en mm d'eau ou kg par m².

POINTS de la plaque où la pression a été mesurée	INCLINAISONS *i* DE LA PLAQUE SUR LE VENT																	
	FACE AVANT									FACE ARRIÈRE								
	5°	10°	20°	30°	35°	40°	42°5	45°	60°	5°	10°	20°	30°	35°	40°	42°5	45°	60°
	mm	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*
A . .	1,48	3,00	5,30	5,17	6,10	5,91	5,34	6,20	4,50	— 5,57	— 4,23	— 4,14	— 5,11	— 5,10	— 6,07	— 4,38	— 3,80	— 2,73
B . .	0,84	1,80	3,30	4,27	4,95	4,95	5,30	5,40	6,18	— 2,02	— 4,47	— 4,82	— 5,67	— 6,48	— 6,48	— 4,40	— 3,70	— 2,84
C . .	0,36	0,86	2,05	2,92	3,50	4,01	3,89	4,25	5,53	— 0,42	— 1,93	— 5,90	— 7,90	— 9,55	— 9,10	— 4,68	— 4,02	— 3,10
D . .	0,24	0,64	1,46	2,12	2,89	3,21	3,07	3,30	4,70	— 0,15	— 0,53	— 3,53	— 6,70	— 6,75	— 7,60	— 4,52	— 4,11	— 3,20
E . .	0,20	0,49	1,10	1,54	2,33	2,58	2,20	2,57	3,96	0,00	— 0,19	— 0,92	— 2,00	1,10	— 3,42	— 4,33	— 3,95	— 2,97
F . .	0,08	0,23	0,52	0,97	1,76	1,68	0,70	0,98	2,32	— 0,08	— 0,15	0,02	— 0,95	1,11	0,00	— 3,57	— 3,44	— 2,46
G . .	—0,36	—0,30	0,09	0,47	1,09	0,74	—0,86	—0,99	0,17	— 0,58	— 0,39	0,00	0,71	1,00	0,60	— 2,70	— 2,94	— 2,25
A_1 . .	1,80	2,80	5,32	5,10	6,26	6,15	5,88	6,10	4,61	— 3,48	— 4,84	— 5,05	— 5,80	— 6,65	— 6,38	— 4,35	— 3,74	— 2,70
B_1 . .	0,67	1,63	3,25	4,21	4,92	5,15	5,44	5,70	6,17	— 1,72	— 5,08	— 5,40	— 6,40	— 7,30	— 6,55	— 4,42	— 3,70	— 2,72
C_1 . .	0,27	0,82	2,94	2,77	3,31	3,60	3,84	4,42	5,46	— 0,23	— 1,73	— 6,50	— 8,60	—11,40	— 9,25	— 4,48	— 4,00	— 3,06
D_1 . .	0,19	0,60	1,43	1,98	2,63	2,94	3,06	3,46	4,62	— 0,19	— 0,42	— 3,60	— 7,80	— 8,31	— 8,45	— 4,55	— 4,10	— 3,02
E_1 . .	0,16	0,39	0,96	1,35	2,04	2,35	2,26	2,58	3,85	— 0,04	— 0,23	— 0,39	— 2,73	— 1,76	— 5,21	— 4,46	— 4,06	— 3,04
F_1 . .	0,04	0,19	0,48	0,74	1,28	1,23	0,70	1,12	2,43	— 0,04	— 0,20	0,00	— 0,87	— 0,99	— 2,70	— 3,95	— 3,59	— 2,63
G_1 . .	—0,28	—0,45	—0,10	—0,46	0,09	—0,17	—1,10	—0,85	0,31	— 0,52	— 0,70	— 0,04	— 0,93	— 0,52	— 1,93	— 3,46	— 3,03	— 2,26
A_2 . .	0,91	2,66	4,48	5,17	5,41	5,51	5,26	5,80	4,60	— 5,22	— 7,32	— 5,57	— 6,50	— 8,25	— 6,92	— 4,35	— 3,70	— 2,70
B_2 . .	0,47	1,09	2,53	3,57	3,84	4,24	4,68	4,95	4,65	— 0,93	— 5,02	— 5,88	— 7,25	— 9,45	— 7,30	— 4,36	— 3,72	— 2,70
C_2 . .	0,19	0,53	1,37	2,06	2,10	2,49	3,06	3,05	4,25	— 0,23	— 0,85	— 5,90	— 8,30	—11,25	— 8,60	— 4,46	— 3,86	— 3,01
D_2 . .	0,16	0,46	0,90	1,46	1,71	2,06	2,16	2,51	3,54	— 0,23	— 0,94	— 3,60	— 7,70	—11,00	— 9,15	— 4,56	— 4,00	— 3,10
E_2 . .	0,12	0,27	0,64	0,90	1,29	1,52	1,50	2,07	2,92	— 0,08	— 0,71	— 2,70	— 6,27	— 8,60	— 7,90	— 4,62	— 3,90	— 2,98
F_2 . .	0,08	0,11	0,18	0,40	0,43	0,49	0,48	0,91	2,08	— 0,08	— 0,58	— 2,33	— 4,86	— 6,35	— 6,36	— 4,34	— 3,81	— 2,66
G_2 . .	—0,67	—0,75	—0,89	—1,63	—1,31	—2,10	—1,49	—1,22	0,00	— 0,93	— 1,31	— 2,37	— 4,60	— 5,27	— 5,95	— 3,92	— 3,58	— 2,34
B_3 . .	0,00	0,19	0,87	1,48	5,41	1,80	2,43	3,05	2,45	— 0,91	— 2,60	— 6,07	— 6,60	— 8,05	— 7,10	— 4,40	— 3,59	— 2,70
C_3 . .	0,00	0,00	—0,16	0,00	1,43	—0,29	1,06	1,28	2,04	— 0,38	— 3,57	— 6,60	— 8,20	—10,22	— 8,18	— 4,60	— 3,87	— 3,00
D_3 . .	0,00	—0,15	—0,58	—0,69	—0,48	—0,71	0,00	0,61	1,36	— 0,79	— 3,11	— 6,85	— 7,70	—10,80	— 9,00	— 4,70	— 4,01	— 3,05
E_3 . .	0,00	—0,12	—0,36	—0,72	—1,20	—0,76	—0,24	0,14	0,95	— 0,64	— 2,04	— 4,90	— 6,50	— 8,60	— 7,83	— 4,67	— 3,71	— 3,02
F_3 . .	—0,04	—0,15	—0,45	—0,84	—0,88	—0,88	—0,78	0,0	0,71	— 0,52	— 1,55	— 3,34	— 4,55	— 5,32	— 5,22	— 4,06	— 3,61	— 2,64

(1) Pour la plaque normale, voir page 47.

PLAQUE PLANE DE 85 × 15 *cm.*

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 *m/sec et exprimées en mm d'eau ou kg par* m^2.

POINTS de la plaque où les pressions ont été directement observées	INCLINAISONS DE LA PLAQUE SUR LE VENT													
	FACE AVANT							FACE ARRIÈRE						
	5°	10°	20°	30°	40°	60°	90°	5°	10°	20°	30°	40°	60°	90°
	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm
A. . . .	1,75	2,88	4,05	5,04	5,84	5,77	3,86	— 5,78	— 4,23	— 2,92	— 2,92	— 3,18	— 2,06	— 2,25
B. . . .	1,21	2,10	3,02	4,16	5,48	6,25	5,20	— 5,28	— 4,48	— 3,06	— 3,36	— 3,01	— 2,24	— 2,14
C. . . .	0,81	1,40	2,03	2,94	4,08	5,86	5,74	— 2,58	— 4,48	— 3,10	— 3,37	— 3,06	— 2,22	— 2,08
D. . . .	0,51	0,95	1,28	2,10	3,28	5,10	5,79	— 0,92	— 3,78	— 3,20	— 3,48	— 3,04	— 2,24	— 2,08
E. . . .	0,28	0,42	0,38	1,05	2,20	4,34	»	— 0,47	— 3,03	— 3,26	— 3,51	— 3,00	— 2,24	»
F. . . .	0,08	0,12	—0,47	—0,08	0,70	2,94	»	— 0,25	— 2,25	— 3,36	— 3,60	— 3,22	— 2,26	»
G. . . .	—0,27	—0,59	—1,46	—1,33	—0,59	1,40	»	— 0,91	— 1,67	— 3,40	— 3,51	— 3,20	— 2,24	»
A_1 . . .	1,94	2,97	3,94	4,92	5,53	4,71	3,46	— 5,62	— 4,35	— 3,06	— 3,10	— 2,96	— 2,45	— 2,28
B_1 . . .	1,17	»	2,88	3,96	5,08	5,38	4,86	— 5,35	»	— 3,07	— 3,31	»	— 2,45	— 2,25
C_1 . . .	»	»	1,96	2,88	4,10	5,28	5,58	»	»	— 3,17	— 3,43	»	— 2,50	— 2,26
D_1 . . .	0,44	»	1,17	2,08	3,09	4,66	5,71	— 0,89	»	— 3,26	— 3,46	— 3,02	— 2,50	— 2,27
E_1 . . .	»	»	0,36	1,23	2,18	4,03	»	»	»	— 3,39	— 3,48	»	— 2,50	»
F_1 . . .	0,00	»	—0,60	—0,08	0,56	2,72	»	— 0,5[illegible]	»	— 3,30	— 3,51	»	— 2,48	»
G_1 . . .	»	»	—1,71	—1,37	—0,84	0,93	»	»	»	— 3,44	— 3,55	— 3,02	— 2,50	»
A_2 . . .	1,56	2,96	4,22	5,08	6,15	5,00	3,50	— 5,85	— 4,48	— 3,15	— 3,33	— 3,24	— 2,96	— 2,72
B_2 . . .	1,04	2,04	2,96	3,98	5,27	5,48	5,13	— 5,00	— 4,65	— 3,22	— 3,40	— 3,39	— 2,96	— 2,72
C_2 . . .	»	1,48	2,01	2,94	4,14	5,37	5,97	»	— 4,53	— 3,42	— 3,41	— 3,25	— 2,96	— 2,72
D_2 . . .	0,39	0,96	1,17	2,06	3,20	4,86	6,23	— 0,83	— 3,87	— 3,45	— 3,51	— 3,42	— 2,98	— 2,72
E_2 . . .	»	0,40	0,32	1,05	2,30	3,98	»	»	— 2,13	— 3,55	— 3,59	— 3,48	— 2,98	»
F_2 . . .	0,00	—0,04	—0,78	—0,21	0,51	2,54	»	— 0,46	— 1,47	— 3,74	— 3,67	— 3,52	— 2,98	»
G_2 . . .	»	—0,58	—1,78	—1,41	—0,80	0,99	»	»	— 1,33	— 3,46	— 3,70	— 3,32	— 3,02	»
A_3 . .	1,31	2,52	4,50	5,62	6,03	5,38	3,12	— 5,46	— 4,70	— 4,03	— 3,88	— 3,58	— 3,11	— 3,34
B_3 . . .	0,93	1,58	2,80	4,02	5,19	5,83	5,00	— 4,39	»	— 4,16	— 3,53	»	— 3,22	— 3,10
C_3 . . .	0,52	1,07	1,85	2,80	4,15	5,70	6,00	— 1,70	»	— 4,28	— 4,22	»	— 3,22	— 3,00
D_3 . . .	0,32	0,87	1,00	1,76	2,96	4,95	6,11	— 0,50	— 3,47	— 4,62	— 4,24	— 3,77	— 3,26	— 3,02
E_3 . . .	0,04	»	0,19	0,63	1,81	4,18	»	— 0,41	»	— 4,67	— 4,18	»	— 3,28	»
F_3 . . .	—0,12	»	0,94	—0,60	0,14	2,57	»	— 0,29	»	— 4,59	— 4,24	»	— 3,32	»
G_3 . .	—0,49	»	—1,86	—1,84	—1,32	0,65	»	— 1,07	»	— 4,28	— 4,19	— 3,86	— 3,32	»
A_4 . . .	0,63	1,68	3,05	3,96	5,13	4,71	2,82	— 5,88	— 9,30	— 4,56	— 3,98	— 3,42	— 2,74	— 2,78
B_4 . . .	0,23	0,96	1,77	2,60	3,95	4,77	4,08	— 2,04	— 3,54	— 4,81	— 4,16	— 3,46	— 2,74	— 2,f8
C_4 . . .	—0,04	0,45	0,83	1,50	2,73	4,11	4,40	— 0,27	— 1,40	— 5,04	— 4,30	— 3,68	— 2,78	— 2,60
D_4 . . .	0,00	0,22	0,36	0,69	1,93	3,47	4,45	— 0,37	— 1,18	— 5,07	— 4,55	— 3,72	— 2,98	— 2,63
E_4 . . .	0,00	0,13	—0,12	0,04	0,97	2,78	»	— 0,53	— 0,88	— 4,19	— 4,58	— 3,89	— 3,08	»
F_4 . . .	—0,10	0,00	—1,00	—0,81	0,00	1,81	»	— 0,37	— 1,29	— 2,90	— 4,54	— 4,15	— 3,04	»
G_4 . . .	—0,88	—0,96	—2,00	—1,60	—1,36	0,28	»	— 1,31	— 2,08	— 2,96	— 4,61	— 4,12	— 3,05	»
A_5 . . .	0,00	»	1,96	3,01	3,86	3,94	2,16	— 5,64	»	— 4,24	— 3,77	— 3,12	— 2,64	— 2,57
B_5 . .	0,05	0,23	0,79	1,47	2,50	3,60	2,76	— 1,20	— 2,77	— 4,50	— 3,91	— 3,40	— 2,64	— 2,59
C_5 . . .	—0,12	»	0,12	0,52	1,52	2,98	2,96	— 0,90	»	— 4,25	— 4,21	— 3,60	— 2,64	— 2,58
D_5 . . .	—0,27	—0,23	—0,44	0,00	0,59	2,25	2,70	— 0,83	— 2,84	— 5,42	— 4,40	— 3,76	— 2,64	— 2,59
E_5 . . .	—0,17	»	—0,66	—0,74	0,00	1,70	»	— 0,83	»	— 4,62	— 4,58	— 3,90	— 2,96	»
F_5 . . .	—0,33	—1,82	—1,60	—1,32	—0,78	0,85	»	— 1,12	— 3,08	— 4,00	— 4,50	— 4,06	— 3,06	»
G_5 . . .	—0,80	»	—2,10	—2,18	—1,64	—0,18	»	— 1,68	»	— 3,46	— 4,27	— 4,05	— 3,08	»

Plaque de 90 × 15 *cm* a courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/sec et exprimées en mm d'eau ou kg par m².

POINTS de la plaque où les pressions ont été directement observées	INCLINAISONS DE LA CORDE DE LA PLAQUE SUR LE VENT											
	FACE AVANT (CONCAVE)						FACE ARRIÈRE (CONVEXE)					
	0°	10°	15°	20°	60°	90°	0°	10°	15°	20°	60°	90°
	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm
A	−2,12	3,56	4,23	4,41	5.00	2,44	− 1,25	−10,60	− 6,39	− 3,30	− 1.44	− 2,36
B	−0,95	3,21	3,62	3,78	4.95	5,20	− 1,75	−10,27	− 6,55	− 3,50	− 0.90	− 2,30
C	1,29	3,22	3,45	3,50	4.45	5,75	− 3,37	− 5,13	− 6,29	− 3,42	− 1.01	− 2,16
D	1,94	3,18	3,20	3,27	4.41	6,00	− 3,54	− 4,00	− 5,05	− 3,78	− 1.45	− 2,08
E	1,93	2,92	2,78	2,70	3.66	»	− 3,44	− 3,13	− 4,04	− 3,66	− 1.15	»
F	1,26	1,96	1,62	1,30	3.22	»	− 2,22	− 1,86	− 3,22	− 3,73	− 1.06	»
G	0,00	0,00	−0,68	−1,26	1.00	»	− 1,17	− 1,39	− 3,01	− 3,42	− 0.91	»
A_1	−1,95	3,46	4,03	4,42	4.38	2,56	− 1,37	−11,10	− 6,98	− 3,52	− 1.58	− 2,42
B_1	−1,16	3,22	3,46	3,75	4.48	5,10	− 1,86	− 9,28	− 7,34	− 3,78	− 1.51	− 2,26
C_1	0,73	3,28	3,38	3,46	4.06	5,60	− 3,26	− 4,66	− 6,55	− 3,88	− 2.05	− 2,23
D_1	1,70	3,08	3,14	3,14	3.80	5,75	− 3,48	− 4,25	− 5,00	− 3,88	− 1.54	− 2,12
E_1	1,70	2,60	2,65	2,40	3.35	»	− 3,00	− 3,26	− 3,88	− 3,92	− 1.53	»
F_1	1,07	1,85	1,58	1,22	2.56	»	− 2,28	− 2,04	− 3,12	− 3,98	− 1.53	»
G_1	−0,20	−0,27	−0,89	−1,62	0.70	»	− 1,63	− 1,67	− 2,78	− 3,47	− 1.51	»
A_2	−2,50	2,90	3,78	4,22	3.97	2,50	− 0,56	−10,70	− 7,99	− 4,81	− 2.60	− 2,98
B_2	−1,60	2,88	3,40	3,63	4.75	4,90	− 1,50	− 7,10	− 8,14	− 5,29	− 2.02	− 2,26
C_2	0,55	2,95	3,34	3,38	4.50	5,41	− 2,82	− 4,40	− 6,89	− 5,27	− 2.31	− 2,23
D_2	1,63	2,89	3,07	3,08	3.50	5,62	− 3,14	− 4,10	− 4,71	− 5,09	− 2.43	− 2,12
E_2	1,75	2,50	2,60	2,50	3.27	»	− 2,80	− 3,32	− 3,50	− 5,00	− 2.10	»
F_2	1,37	1,91	1,84	1,27	2.26	»	− 2,15	− 2,14	− 2,72	− 4,50	− 2.26	»
G_2	0,00	−0,49	−0,85	−1,75	0.47	»	− 1,88	− 1,76	− 2,30	− 4,09	− 2.32	»
A_3	−2,68	0,70	2,54	3,00	3.72	3,06	− 0,30	−10,60	− 12,9	− 7,35	− 1.93	− 2,54
B_3	−1,59	1,75	2,20	2,42	3.50	4,48	− 0,85	− 7,78	− 4,95	− 7,30	− 1.49	− 2,78
C_3	0,61	1,96	2,20	2,36	3.35	4,56	− 1,83	− 3,62	− 4,48	− 5,31	− 1.63	− 2,72
D_3	1,03	1,85	2,10	2,08	3.06	4,56	− 1,98	− 3,53	− 4,48	− 4,85	− 1.86	− 2,62
E_3	1,00	1,54	1,65	1,71	2.76	»	− 1,94	− 3,58	− 4,48	− 4,65	− 1.98	»
F_3	0,72	1,06	0,20	1,14	2.36	»	− 1,89	− 3,50	− 4,34	− 4,33	− 2.22	»
G_3	−0,62	−1,67	−1,87	−1,63	1.08	»	− 1,70	− 2,98	− 3,40	− 3,92	− 2 00	»
A_4	−3,96	0,00	1,08	1,05	3.00	1,76	− 0,60	− 6,75	−13,25	− 8,36	− 1.63	− 2,60
B_4	−0,60	0,43	0,57	0,48	2.22	1,89	− 0,75	− 2,08	− 3,82	− 4,54	− 2.30	− 2,48
C_4	0,47	0,47	0,39	0,00	1.70	1,64	− 1,15	− 3,18	− 6,54	− 7,65	− 1.72	− 2,36
D_4	0,47	0,24	0,00	−0,29	1.26	1,64	− 1,50	− 5,75	−10,30	−10,50	− 1.61	− 2,36
E_4	0,45	−0,33	−0,59	−0,73	1.05	»	− 2,00	− 7,00	−10,30	− 9,54	− 2.21	»
F_4	0,09	−0,47	−0,59	−0,82	1.06	»	− 2,68	− 6,44	− 8,74	− 7,08	− 2.24	»
G_4	−1,08	−1,87	−1,94	−1,97	0.90	»	− 3,23	− 5,17	− 5,40	− 4,86	− 2.31	»

Répartition des pressions sur deux disques parallèles de 30 *cm* de diamètre.

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/sec et exprimées en mm d'eau ou kg par m².

POINTS des disques où la pression a été directement observée	DISQUE AVANT										DISQUE ARRIÈRE							
	Un seul disque		Deux disques écartés de 15 *cm*		Deux disques écartés de 45 *cm*		Deux disques écartés de 68 *cm*		Deux disques écartés de 90 *cm*		Deux disques écartés de 15 *cm*		Deux disques écartés de 45 *cm*		Deux disques écartés de 68 *cm*		Deux disques écartés de 90 *cm*	
	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière	Face avant	Face arrière
	mm	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*	*mm*
1.	2,79	— 1,90	2,43	— 2,60	2,40	— 2,80	2,35	— 2,25	2,60	— 2,35	— 3,02	— 2,45	— 3,05	—0,65	0,00	—0,23	0,87	— 1,29
2.	4,90	— 1,90	5,00	— 2,71	4,82	— 2,80	5,00	— 2,32	4,75	— 2,10	— 2,96	— 2,14	— 2,90	—0,37	—0,15	—0,31	1,22	— 1,14
3.	5,50	— 1,90	5,70	— 2,82	5,80	— 2,90	5,45	— 2,32	5,62	— 2,16	— 3,06	— 2,05	— 2,90	—0,09	—0,23	0,00	1,44	— 1,14
4.	5,95	— 1,90	6,00	— 2,80	5,95	— 2,82	5,95	— 2,32	6,05	— 2,20	— 2,96	— 1,85	— 2,50	—0,09	—0,08	0,00	1,08	— 1,06
5.	6,00	— 1,90	5,90	— 2,80	5,85	— 2,70	6,20	— 2,37	6,30	— 2,15	— 2,90	— 1,72	— 2,50	0,00	0,00	0,00	1,27	— 1,11
6.	6,10	— 1,90	6,10	— 2,75	5,83	— 2,58	6,38	— 2,32	6,40	— 2,15	— 2,90	— 1,59	— 2,35	0,18	0,00	0,00	1,28	— 1,20
7.	5,80	— 1,90	5,90	— 2,70	5,90	— 2,60	6,38	— 2,32	6,35	— 2,15	— 2,88	— 1,48	— 2,10	0,18	0,00	0,00	1,36	— 1,15

Répartition des pressions sur une aile Nieuport dont la corde est inclinée de 6° sur le vent.

Les pressions sont rapportées à la vitesse de 10 m/sec et exprimées en mm d'eau ou kg par m².

POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile	POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile	POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile	POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile
	mm	*mm*		*mm*	*mm*		*mm*	*mm*		*mm*	*mm*
A	—1,04	—2,66	A_1	—0,70	—1,56	A_2	—0,17	—1,75	A_3	—0,38	—0,96
B	—0,63	—3,62	B_1	0,08	—2,80	B_2	0,58	—1,75	B_3	0,36	—1,04
C	1,21	—4,55	C_1	2,07	—3,85	C_2	1,34	—2,92	C_3	1,04	—1,78
D	1,32	—3,95	D_1	1,86	—3,92	D_2	1,67	—2,92	D_3	0,95	—2,50
E	1,07	—2,70	E_1	1,34	—2,66	E_2	1,08	—2,25	E_3	0,72	—2,35
F	0,45	—1,67	F_1	0,60	—1,60	F_2	0,57	—1,48	F_3	0,27	—1,78
G	—0,26	—1,12	G_1	—0,42	—1,00	G_2	—0,21	—1,25	G_3	—0,63	—2,00

Répartition des pressions dans la section médiane des ailes d'aéroplane (1).

Les pressions sont exprimées en mm d'eau et ramenées à une vitesse de 10 m/sec.
Les points 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 correspondent, à partir du bord d'attaque, aux ordonnées des courbes de répartition des pressions qui figurent dans les planches.

	POINTS DE LA SECTION MÉDIANE OU LA PRESSION A ÉTÉ MESURÉE													
	FACE AVANT							DOS DE L'AILE						
	1	2	3	4	5	6	7	1	2	3	4	5	6	7
Aile n° 1, plane	1,25	0,86	0,49	0,22	—0,68	—0,35	—0,81	— 1,08	—0,96	—1,12	—1,56	—2,90	—5,15	—5,50
Aile n° 2, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{27}$	2,60	1,96	1,66	1,48	1,16	0,45	—1,16	— 7,38	—6,38	—2,44	—1,91	—1,50	—1,02	—1,54
Aile n° 3, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$	1,75	1,46	1,92	2,13	1,88	1,08	—0,38	— 8,85	—3,42	—4,06	—4,40	—3,62	—2,25	—1,40
Aile n° 4, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{7}$	1,46	3,28	3,70	3,90	3,60	2,93	0,90	— 8,21	—4,63	—6,40	—7,10	—5,42	—2,33	—1,76
Aile n° 5, courbe à l'avant, plane à l'arrière	—0,78	2,35	2,55	2,08	1,25	0,39	—1,43	— 7,80	—4,50	—5,00	—3,91	—2,42	—1,48	—2,10
Aile n° 6, plane à l'avant, courbe à l'arrière	1,93	1,54	1,66	2,00	2,28	2,32	—0,28	— 7,95	—7,45	—3,72	—3,75	—4,25	—3,10	—2,22
Aile n° 7, plane en dessous, circulaire en dessus	2,17	1,70	0,82	0,58	0,42	0,37	—0,80	— 6,80	—3,20	—3,94	—3,60	—2,72	—1,54	—1,52
Aile n° 8, en forme de croissant	2,35	2,40	2,05	1,92	1,95	1,23	—0,38	— 3,33	—5,85	—6,05	—5,81	—4,40	—2,57	—1,88
Aile n° 9, en forme d'aile d'oiseau. 6°	—0,60	—0,90	—1,00	—0,22	1,70	1,46	0,72	— 3,90	—4,20	—5,41	—5,00	—3,95	—1,01	—0,76
2°	0,22	—0,19	—0,31	1,28	2,25	1,43	0,75	— 5,00	—4,95	—5,95	—5,41	—4,33	—1,25	—1,00
4°	0,60	0,37	0,47	2,35	2,28	1,46	0,80	— 7,15	—5,85	—6,50	—5,41	—3,75	—1,20	—0,97
6°	1,45	1,28	1,85	2,80	2,30	1,54	0,90	— 9,50	—7,3	—7,30	—6,05	—3,39	—1,36	—1,12
8°	1,95	1,88	2,93	3,40	2,40	1,50	0,70	—13,00	—8,10	—8,00	—6,30	—3,20	—1,32	—1,20
10°	2,50	2,40	3,65	3,25	2,45	1,46	0,67	—14,20	—8,20	—8,20	—6,40	—3,20	—1,30	—1,20
Aile n° 10, analogue à l'aile Wright	2,12	2,60	2,50	2,31	1,88	1,40	0,19	—11,1	—4,33	—4,23	—3,55	—2,60	—1,51	—1,54
Aile n° 11, analogue à l'aile Voisin	1,32	1,33	1,55	1,39	0,99	0,16	—1,62	— 7,20	—4,45	—2,70	—2,55	—2,02	—1,29	—2,10
Aile n° 12, analogue à l'aile M. Farman	1,74	0,94	0,63	0,42	0,20	—0,35	1,14	— 8,00	—3,35	—3,15	—2,50	—1,92	—1,40	—1,76
Aile n° 13, analogue à l'aile Blériot (type Traversée de la Manche)	0,56	0,22	1,54	1,85	1,39	0,87	0,39	— 1,50	—6,51	—5,51	—3,28	—2,28	—1,26	—1,04
Aile n° 13 *bis*, analogue à l'aile Blériot (type Circuit de l'Est)	1,52	2,56	2,56	1,79	1,07	0,47	0,10	— 4,76	—6,72	—5,45	—2,96	—1,48	—0,81	—0,81
Aile n° 14, analogue à l'aile Bréguet	1,80	2,15	2,24	2,07	1,72	1,31	0,10	— 7,75	—6,22	—4,85	—3,50	—2,45	—1,40	—1,26
Aile n° 15, profil Ernoult	1,22	1,06	0,36	—0,18	—0,18	—0,18	—0,63	— 8,35	—2,13	—0,98	—0,36	—0,27	—0,18	—0,82
Biplans droits — Ecartement 10 *cm* — Plan supérieur	1,25	0,66	0,16	0,00	—0,08	—0,25	—1,34	— 7,00	—2,66	—1,00	—0,68	—0,70	—0,70	—1,58
Plan inférieur	1,56	1,04	0,80	0,60	0,38	0,09	—0,67	— 5,50	—1,45	—0,31	—0,25	—0,10	—0,16	—1,00
Ecartement 15 *cm* — Plan supérieur	1,23	0,43	0,30	0,09	—0,17	—0,30	—1,55	— 6,20	—2,30	—0,97	—0,64	—0,52	—0,51	—1,88
Plan inférieur	1,43	0,92	0,72	0,48	0,35	0,09	—0,94	— 5,50	—1,99	—0,43	—0,28	—0,14	—0,10	—1,18
Ecartement 20 *cm* — Plan supérieur	1,22	0,53	0,26	0,06	0,02	—0,31	—1,30	— 6,65	—3,10	—1,10	—0,62	—0,66	—0,73	—1,43
Plan inférieur	1,50	1,23	0,75	0,50	0,33	0,08	—1,04	— 5,50	—3,80	—0,42	—0,26	—0,17	—1,85	—1,20
Biplans courbes — Ecartement 10 *cm* — Aile supérieure	—1,92	0,04	0,22	0,65	0,36	0,05	—1,62	— 8,10	—4,81	—5,15	—5,50	—4,60	—3,58	—2,95
Aile inférieure	1,17	2,25	2,50	2,66	2,34	2,00	0,61	— 4,85	—1,45	—1,62	—1,63	—1,37	—0,77	—0,63
Ecartement 15 *cm* — Aile supérieure	1,30	1,50	1,96	2,30	2,11	1,42	—0,71	— 8,40	—3,86	—4,38	—5,20	—4,50	—3,58	—2,08
Aile inférieure	0,60	1,90	2,50	2,84	2,58	2,12	0,60	— 5,40	—1,62	—2,46	—2,88	—2,34	—2,77	—1,39
Ecartement 20 *cm* — Aile supérieure	—1,12	1,99	2,54	2,80	2,46	1,99	0,58	— 8,95	—3,88	—5,05	—5,10	—4,53	—3,30	—1,76
Aile inférieure	0,00	2,82	3,15	3,31	2,97	2,43	0,56	— 5,70	—2,34	—3,46	—3,66	—3,03	—2,01	—1,35

(1) Toutes nos ailes, sauf l'aile n° 9, n'ont été étudiées qu'à l'angle de 6°.

Expériences sur des modèles de monoplans.

I° Monoplan Robert Esnault-Pelterie.

INCLINAISONS SUR LE VENT		EFFORTS EXERCÉS SUR LE MODÈLE COMPLET par un vent de 10 *m/sec*			$\frac{R_x}{R_y}$	EFFORTS exercés sur le fuselage seul par un vent de 10 *m/sec*	
Du plan supérieur du fuselage	De la corde de l'aile	Effort horizontal R_x	Effort vertical R_y	Effort total R_t		Effort horizontal R'_x	Effort vertical R'_y
		kg	*kg*	*kg*		*kg*	*kg*
— 5°	— 0°7	0,185	0,389	0,430	0,47	0,080	—0,110
— 1°5	2°8	0,175	0,820	0,830	0,21	»	»
0°	4°3	0,208	0,978	1,000	0,21	0,067	0,019
3°	7°3	0,288	1,390	1,410	0,21	0,078	0,056

II° Monoplan Nieuport.

INCLINAISONS SUR LE VENT		EFFORTS EXERCÉS SUR LE MODÈLE COMPLET par un vent de 10 *m/sec*			$\frac{R_x}{R_y}$	EFFORTS exercés sur le fuselage seul par un vent de 10 *m/sec*	
Du plan supérieur de fuselage	De la corde de l'aile	Effort horizontal R_x	Effort vertical R_y	Effort total R_t		Effort horizontal R'_x	Effort vertical R'_y
		kg	*kg*	*kg*		*kg*	*kg*
— 3°	3°	0,095	0,310	0,324	0,30	0,051	—0,032
— 0°	6°	0,110	0,547	0,559	0,20	0,046	—0,018
3°	9°	0,135	0,668	0,680	0,20	0,043	—0,002
6°	12°	0,172	0,779	0,796	0,22	0,045	0,028

III° Monoplan Antoinette.

M. Levavasseur nous a livré un modèle au dixième de son aéroplane de 12,80 *m* d'envergure, comprenant deux ailes séparées, en forme de trapèze dont les côtés ont 3 *m* et 2 *m* et la hauteur 6 *m*. Les ailes de ce modèle, d'une surface de 0,3 m^2, sont montées sur un fuselage muni des empennages habituels, mais dépourvu de moteur, de train d'atterrissage, de haubans, etc.

En disposant horizontalement la partie supérieure du fuselage, l'inclinaison moyenne des ailes sur le vent est de 6°,2. Dans ce cas, et pour un vent de 10 *m*, l'effort horizontal R_x est 0,162 *kg*, et l'effort vertical R_y, 1,081 *kg*, donnant une résultante de 1,094 *kg*. Le rapport $\frac{R_x}{R_y}$ est 0,15.

Pour nous rendre compte de l'influence de l'inclinaison des ailes, nous avons fait varier

cette inclinaison de 2° environ de part et d'autre de la position normale ; le tableau suivant résume nos résultats :

INCLINAISON moyenne de la corde de l'aile sur le vent	EFFORTS EN *kg* qui seraient exercés sur le modèle de l'aile et du fuselage par un vent de 10 *m/sec.*			$\frac{R_x}{R_y}$
	Effort horizontal R_x	Effort vertical R_y	Effort résultant total	
	kg	*kg*	*kg*	
4°15	0,102	0,795	0,802	0,128
6°2	0,162	1,081	1,094	0,150
8°0	0,267	1,331	1,360	0,200

Pour le fuselage seul, dont la partie plane est parallèle au vent, on a trouvé :

$$R_x = 0{,}019, \qquad R_y = -0{,}013.$$

En admettant un angle de vol de 7° et une vitesse de 76 *km/h*, le poids soulevé par l'aéroplane serait :

$$1{,}200\ kg \times 100 \times 1{,}1 \times \left(\frac{76}{3{,}6}\right)^2 = 587\ kg.$$

Ces conditions ont été sensiblement réalisées par un appareil pesant 590 *kg* (appareil à vide 500 *kg*, pilote 70 *kg*, approvisionnements 20 *kg*).

PARIS. — L. MARETHEUX, IMPRIMEUR, 1, RUE CASSETTE. — 1910.

PLANCHES

LABORATOIRE AÉRODYNAMIQUE DE Mr G. EIFFEL

ENSEMBLE DE L'INSTALLATION

Coupe transversale C D.

Largeur totale : 12m

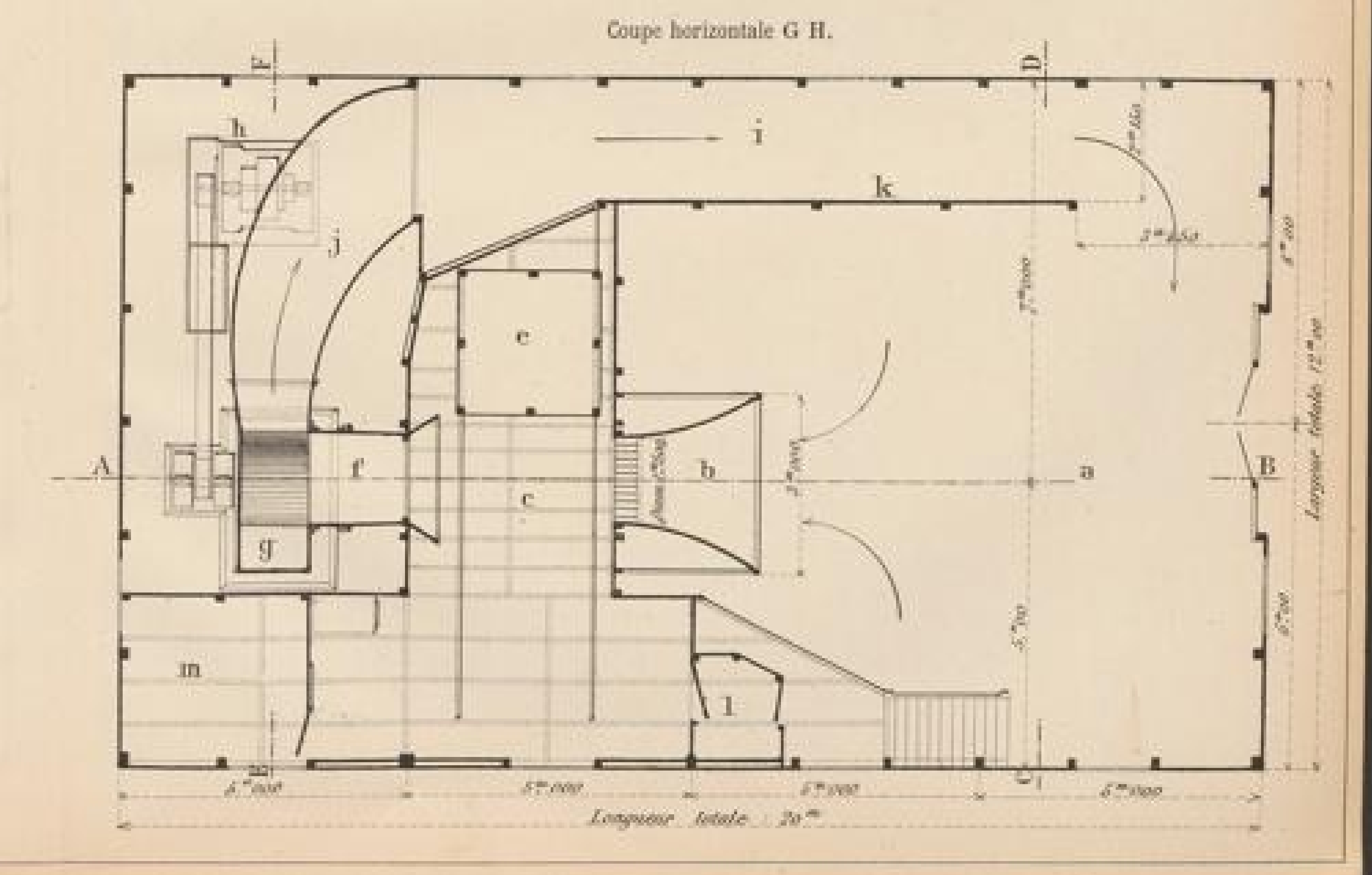
Coupe longitudinale A B.

Longueur totale : 20 mètres

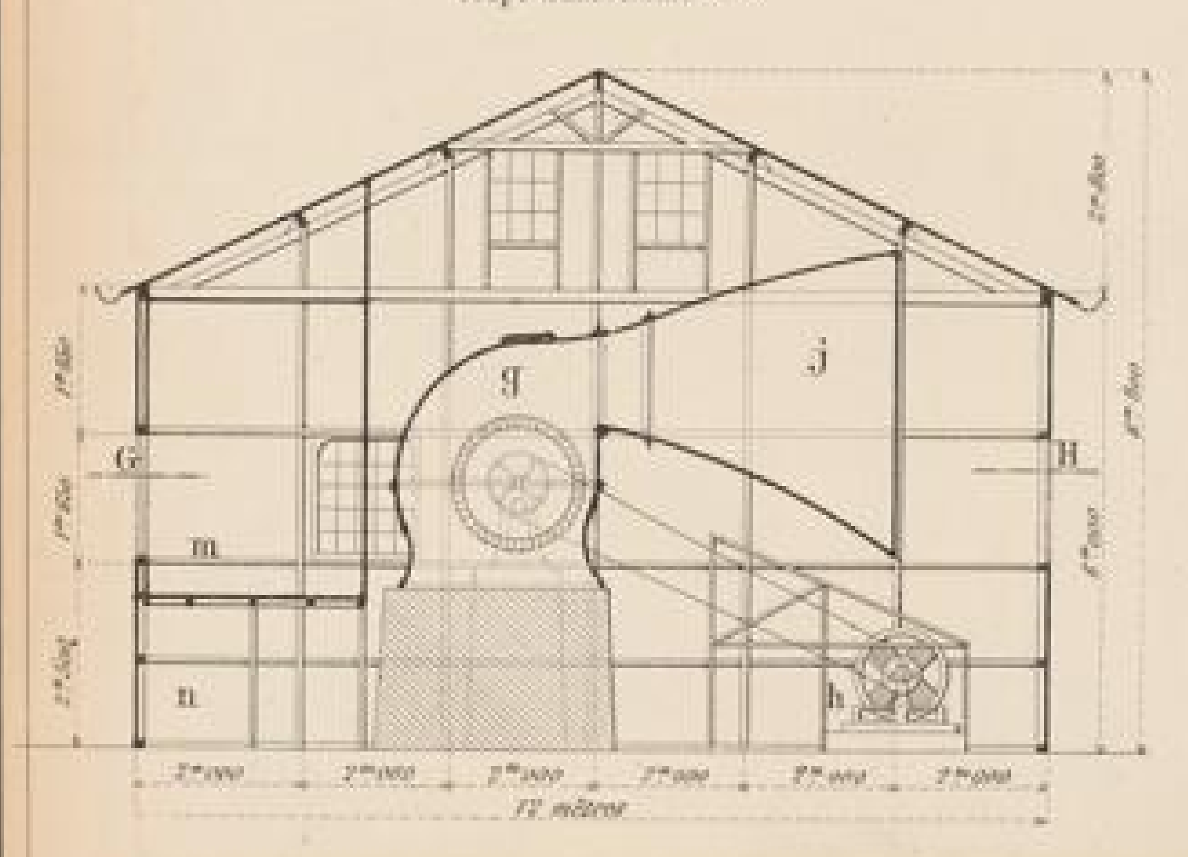
LÉGENDE

- a Partie antérieure du hangar formant réservoir d'air.
- b Ajutage de 1m 50 de diamètre pour arrivée d'air.
- c Chambre d'expérience.
- d Balance aérodynamique portant la plaque d'essai.
- e Châssis mobile servant aux essais manométriques.
- f Entrée au ventilateur.
- g Ventilateur centrifuge Sirocco de 1m 75 de diam. d'aubage.
- h Dynamo de 50 kw ou 70 H P (Le courant est fourni par le groupe électrogène de la Tour Eiffel).
- i Couloir pour échappement de l'air.
- j Passage de sortie de l'air.
- k Grande cloison de séparation.
- l Chambre d'éclusage.
- m Logement du Gardien.
- n Sous-sol formant magasin.

Coupe horizontale G H.



Coupe transversale E F.



Echelle 1/100e

BALANCE AERODYNAMIQUE

Elévation Coupe

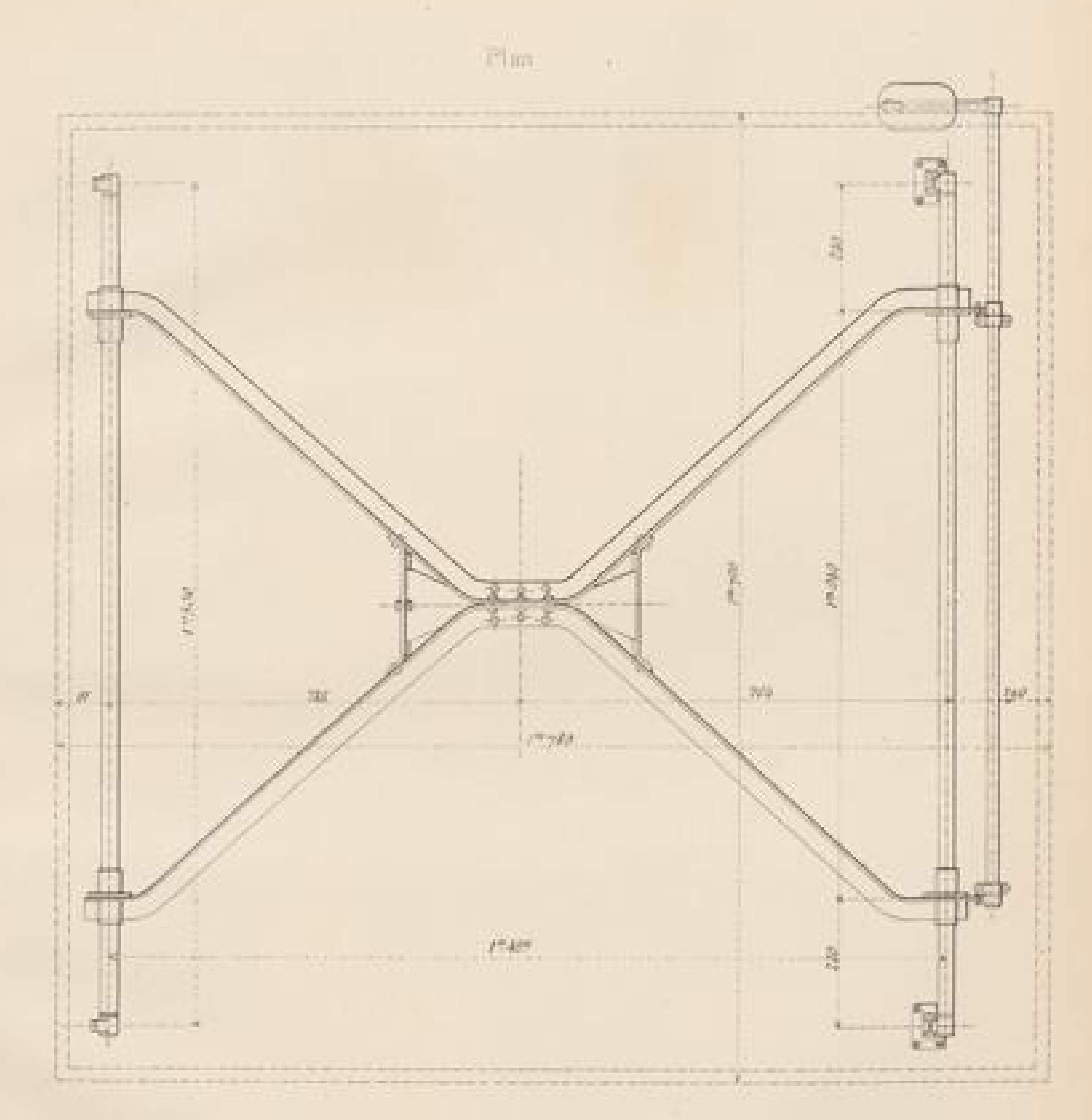
Echelle 1/10

Détails du couteau B
Echelle 1/2

Détails du couteau A
Echelle 1/2

Détails du couteau H
Echelle 1/2

Coupe M N
Echelle 1/2



PRINCIPE

Le bras vertical **D** de la balance supporte, par l'intermédiaire d'une tige mobile **C**, la surface plane ou courbe en expérience **S**. Il est fixé à un châssis horizontal **E** qu'on fait osciller successivement autour des couteaux **A** ou **B**, d'après la position qu'on donne à l'excentrique **G**. L'effort sur le châssis est reporté, par les couteaux **H** et **J**, sur le fléau **K** portant le plateau **L** qui reçoit les poids établissant l'équilibre. Une troisième expérience faite avec la plaque retournée de 180° autour de l'axe de la tige, achève la détermination en grandeur, direction et point d'application, de la résultante projetée sur le plan de la figure.

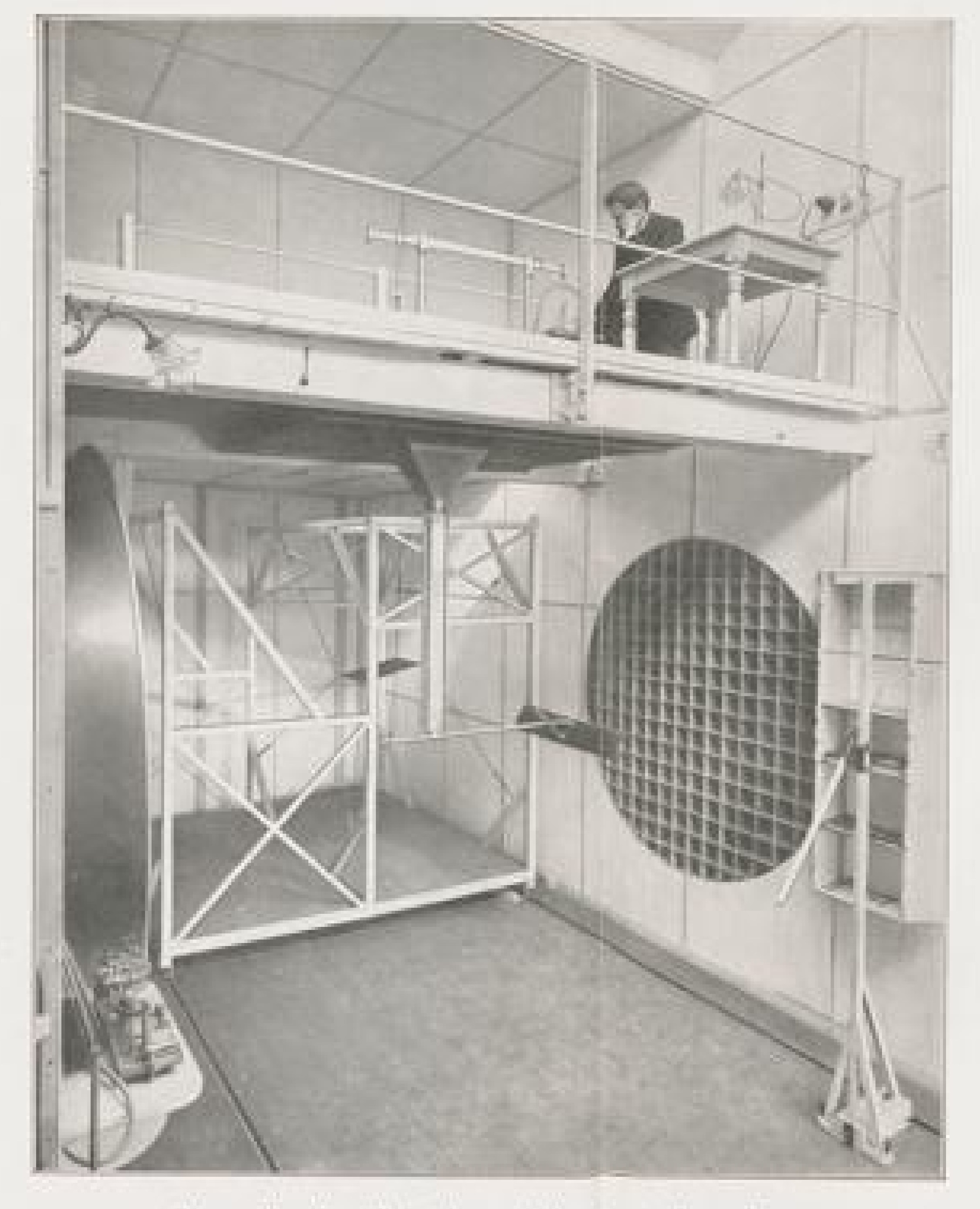
LABORATOIRE AÉRODYNAMIQUE

DE M. G. EIFFEL

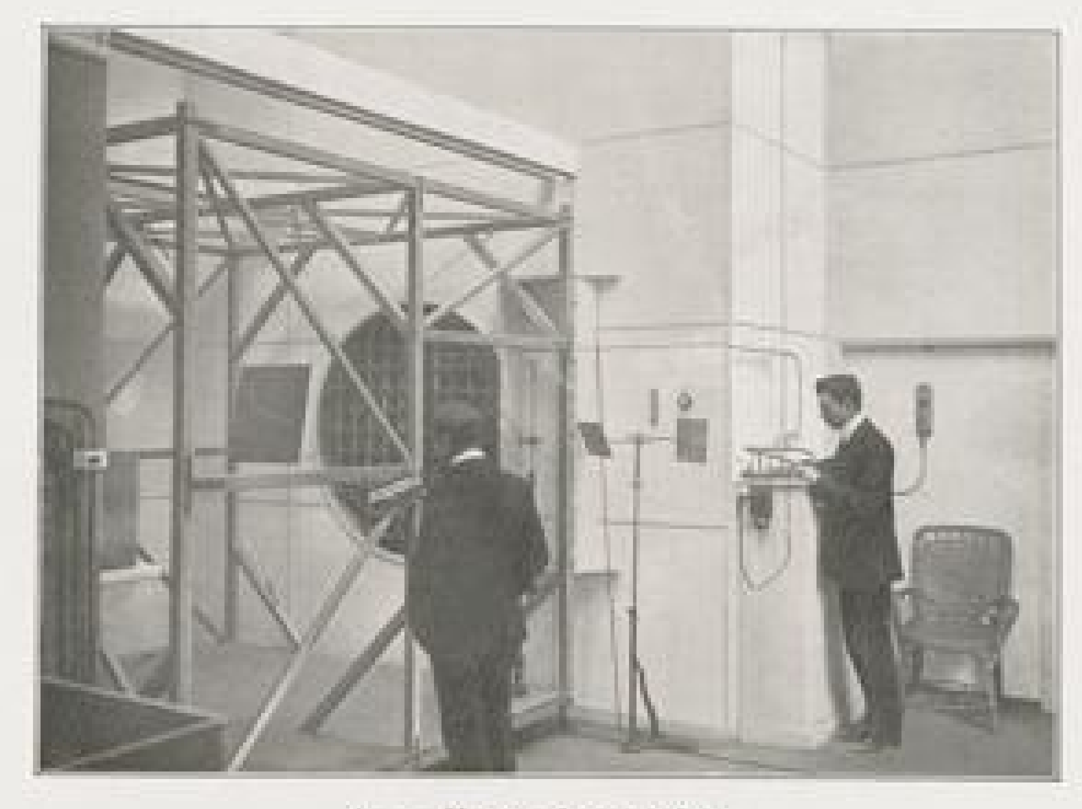
1. — Vue extérieure du Laboratoire.



2. — Vue intérieure du hangar.



3. — Chambre d'expérience, Balance aérodynamique.



4. — Mesure des pressions.

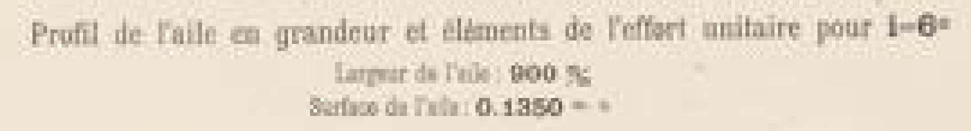


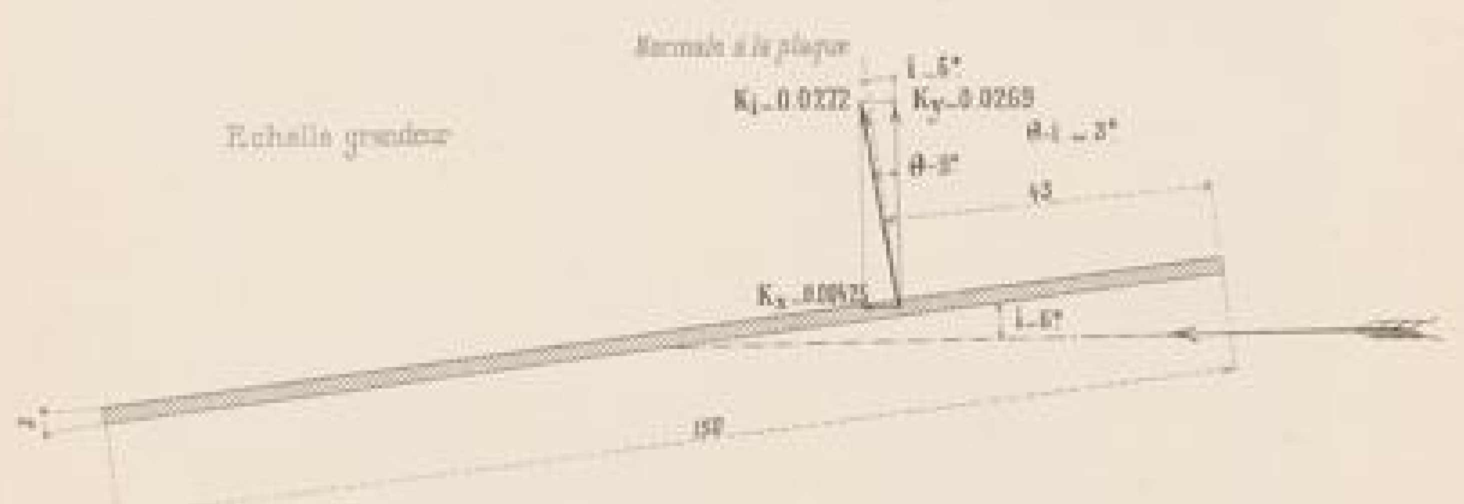
5. — Vérification des centres de poussée.

AILE N° 1, RECTANGLE PLAN DE 90×15 cm.

Profil de l'aile en grandeur et éléments de l'effort unitaire pour i=6°

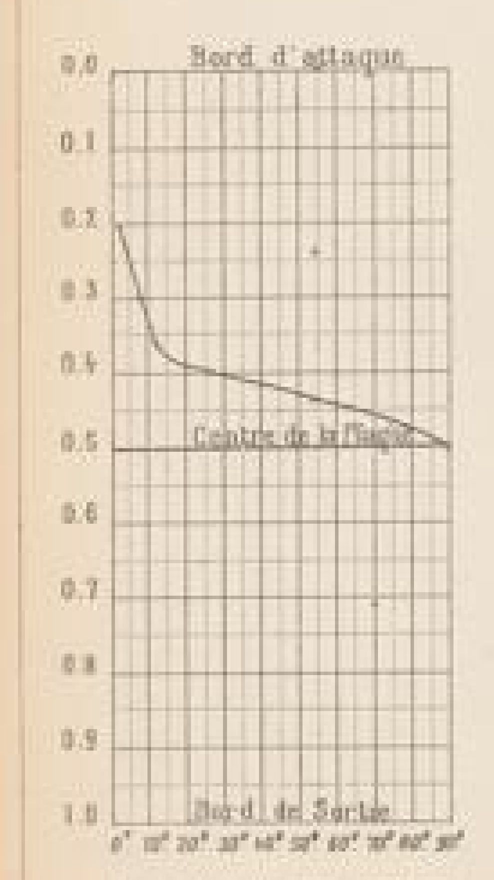
Largeur de l'aile : 900 %
Surface de l'aile : 0.1350 =





Positions du centre de poussée

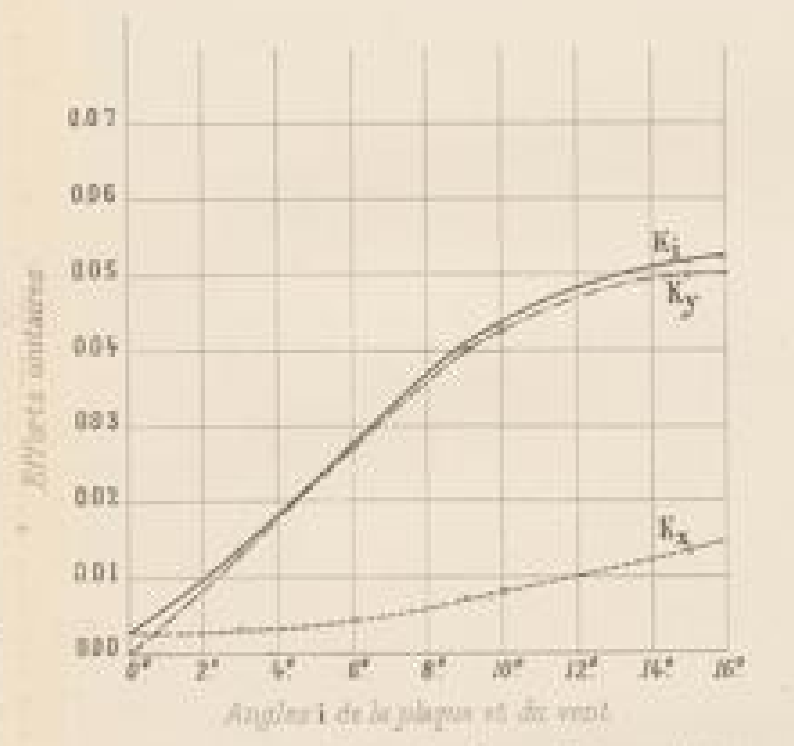
Distances du centre de poussée au bord d'attaque en % de la largeur de l'aile



Echelle grandeur

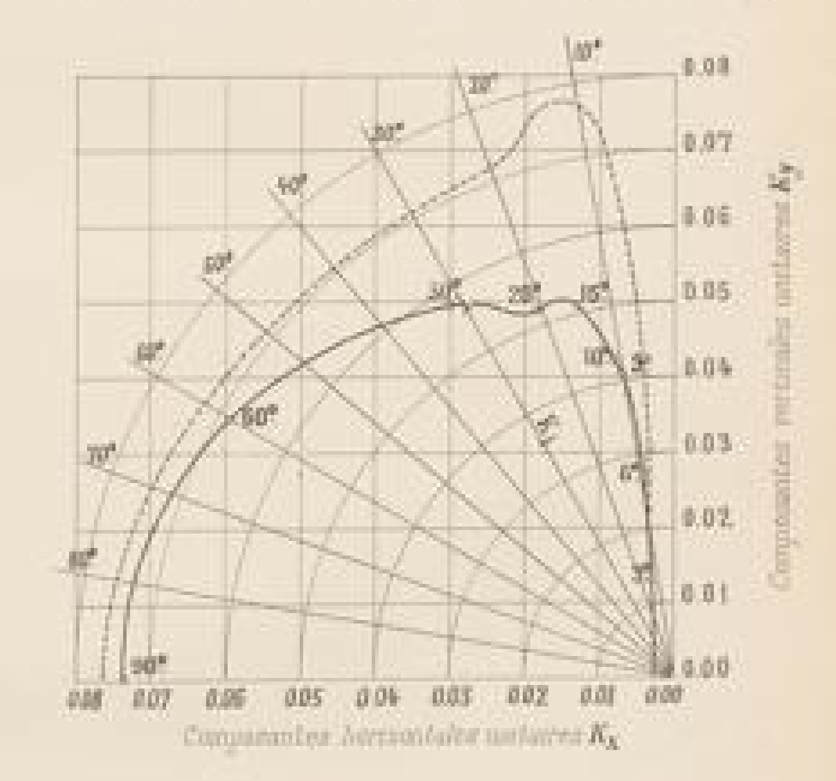
Grandeur des efforts unitaires

L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$



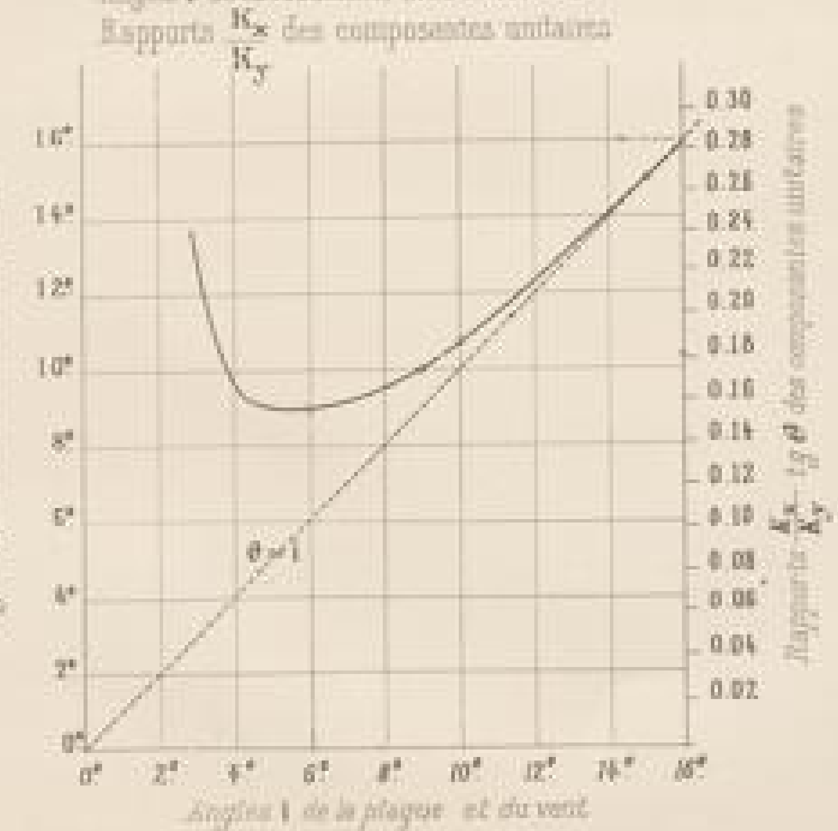


Intensité et inclinaison de l'effort unitaire total K_i, intensité des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.
L'inclinaison de l'aile est indiquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche 1/27



Direction des efforts unitaires

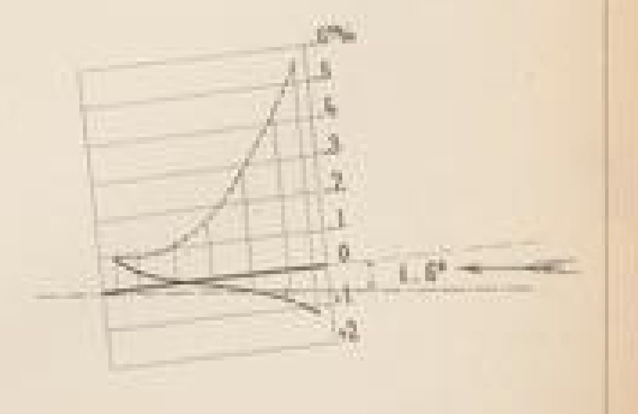
Angles θ de la résultante avec la verticale
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires



L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i

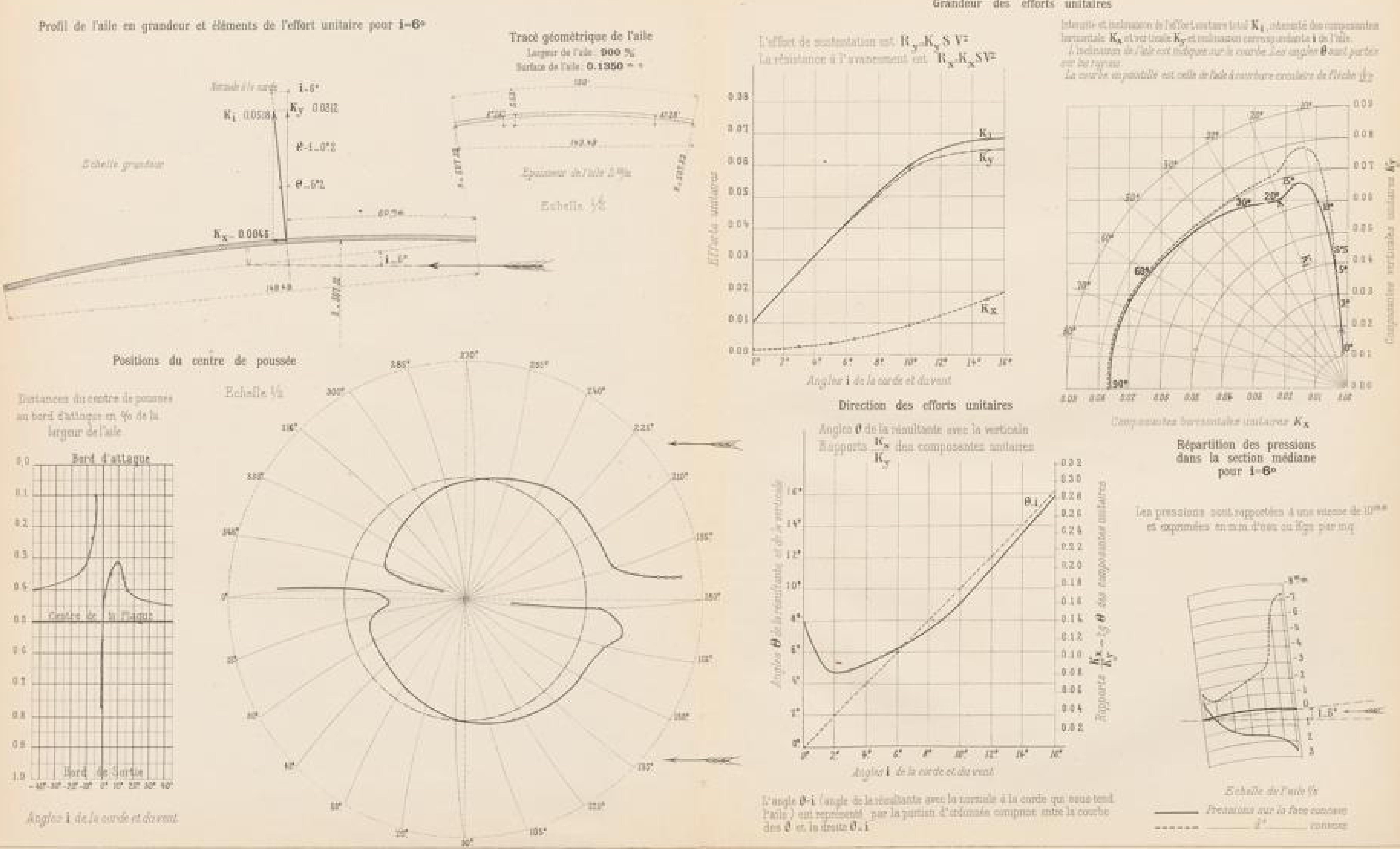
Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/s et exprimées en m.m. d'eau ou Kgs par mq.

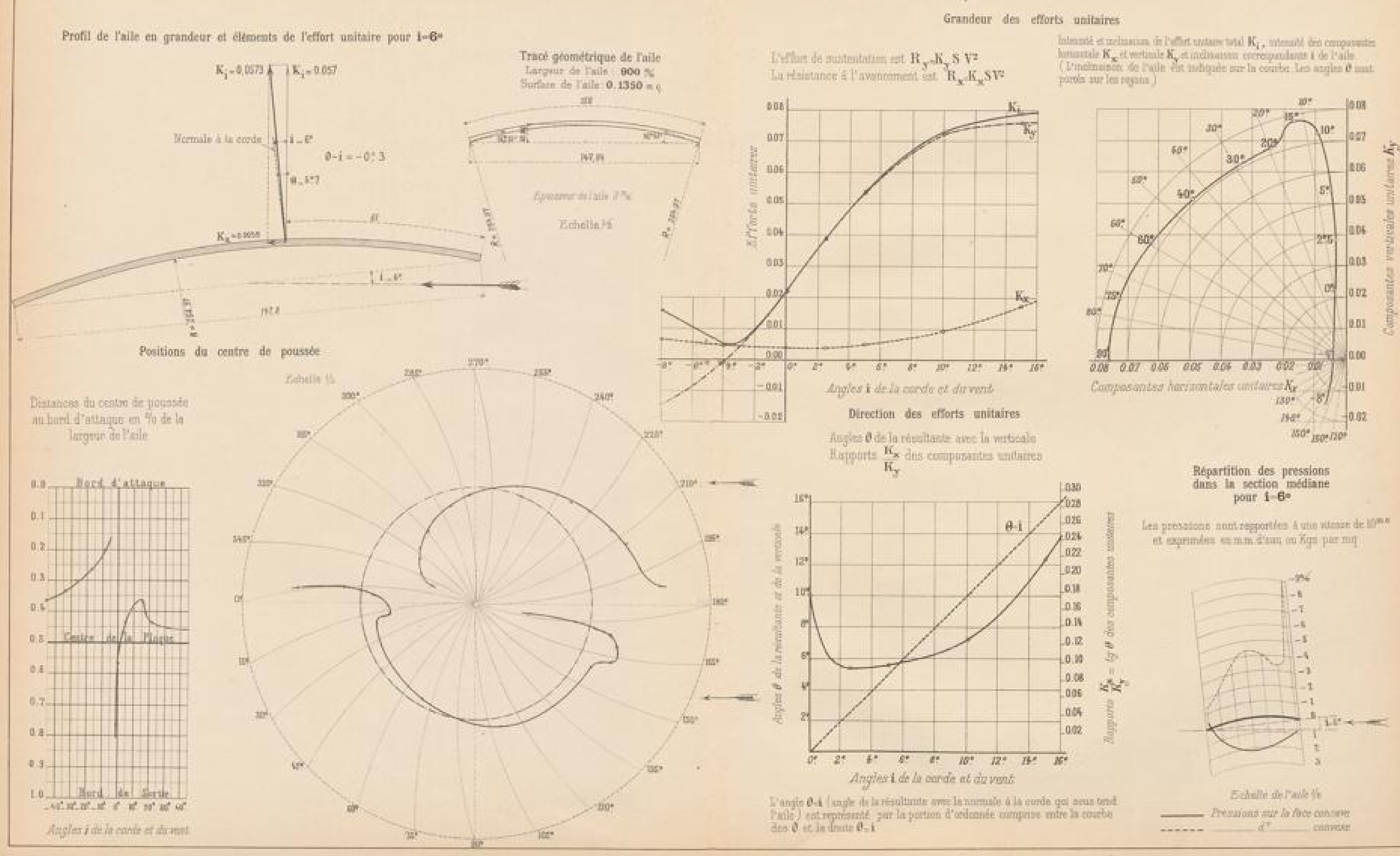


Echelle de l'aile 1/5
——— Pressions sur la face inférieure
- - - - d° supérieure

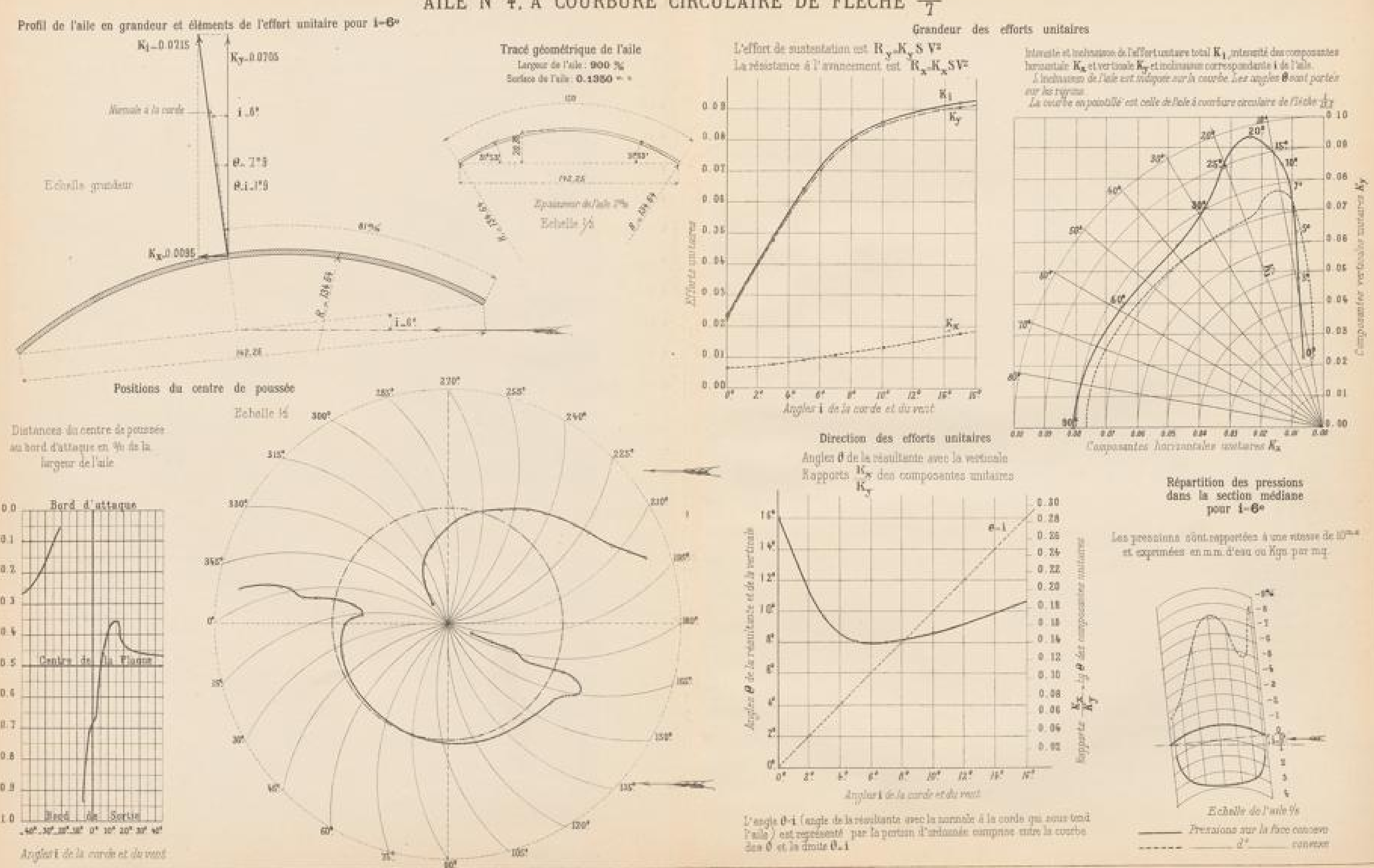
AILE N° 2, A COURBURE CIRCULAIRE DE FLÈCHE $\frac{1}{27}$



AILE N° 3, A COURBURE CIRCULAIRE DE FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$



AILE N° 4. A COURBURE CIRCULAIRE DE FLÈCHE $\frac{1}{7}$



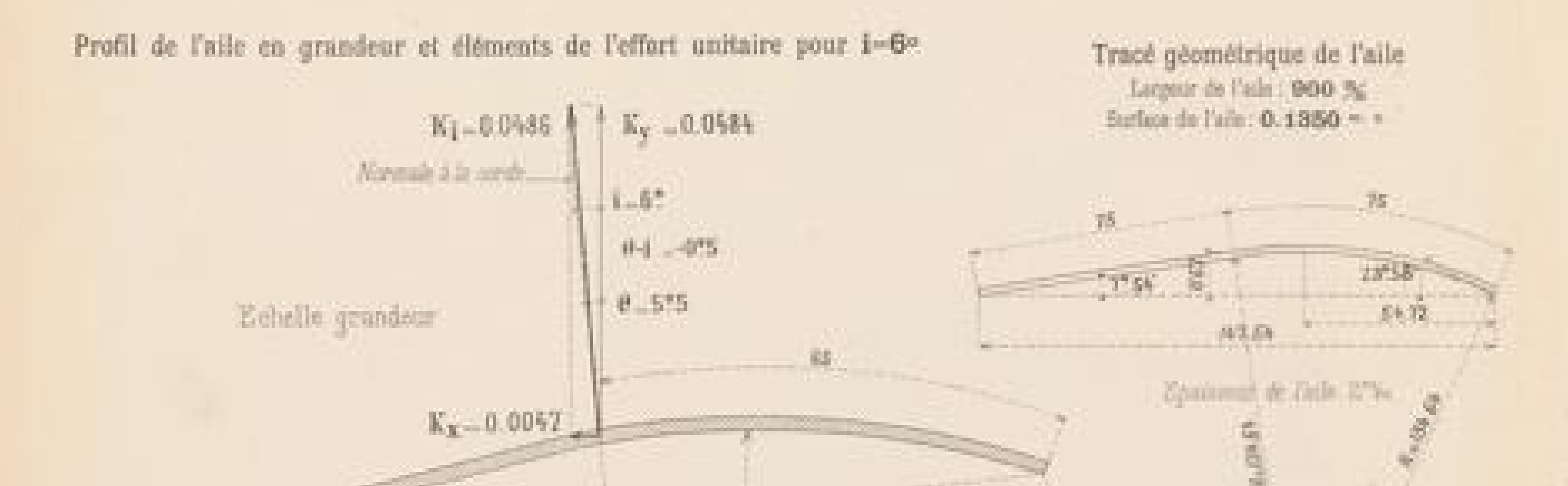
AILE N°5, COURBE A L'AVANT ET PLANE A L'ARRIÈRE

Profil de l'aile en grandeur et éléments de l'effort unitaire pour i=6°

Tracé géométrique de l'aile

Largeur de l'aile : 900 %

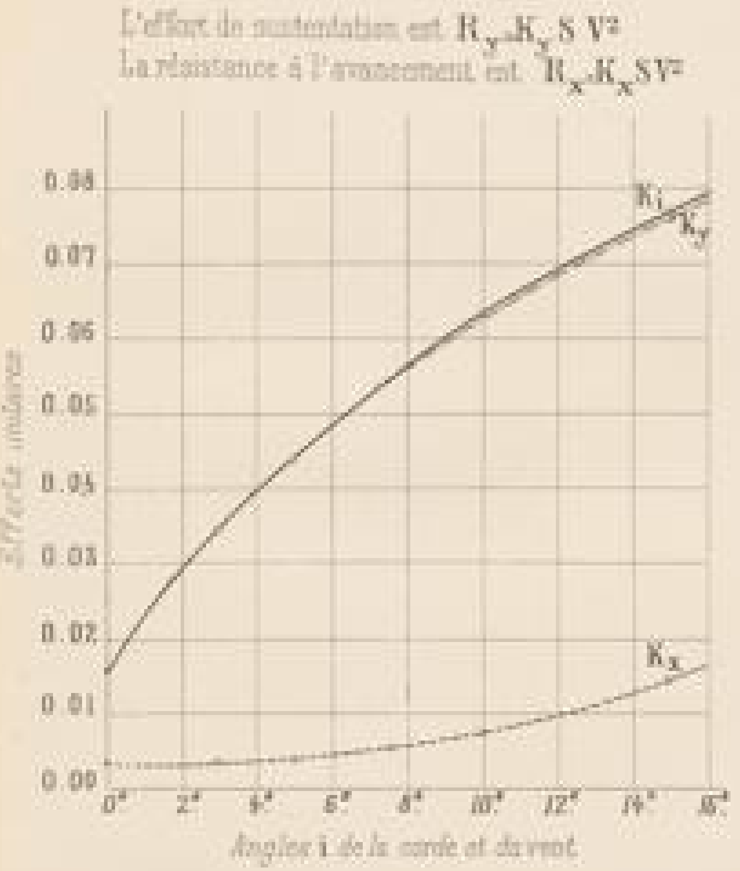
Surface de l'aile : 0.1350 m²



Grandeur des efforts unitaires

L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$

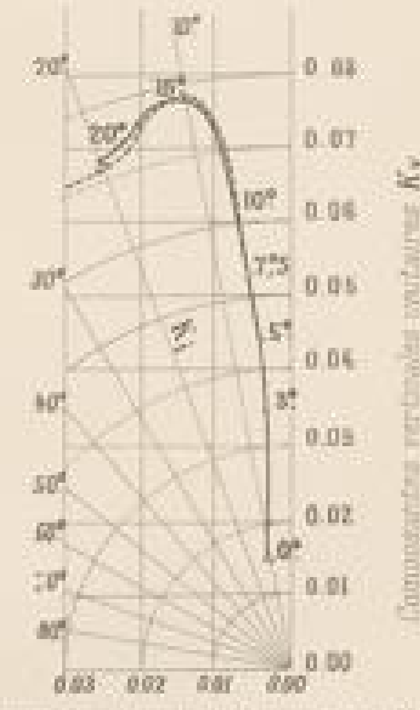
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$



Intensités et inclinaisons de l'effort unitaire total K_1, intensité des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.

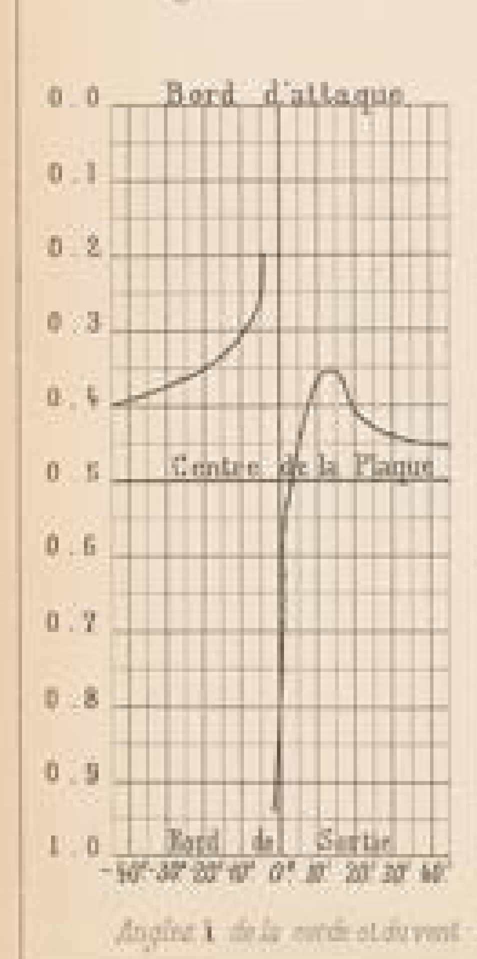
L'inclinaison de l'aile est indiquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.

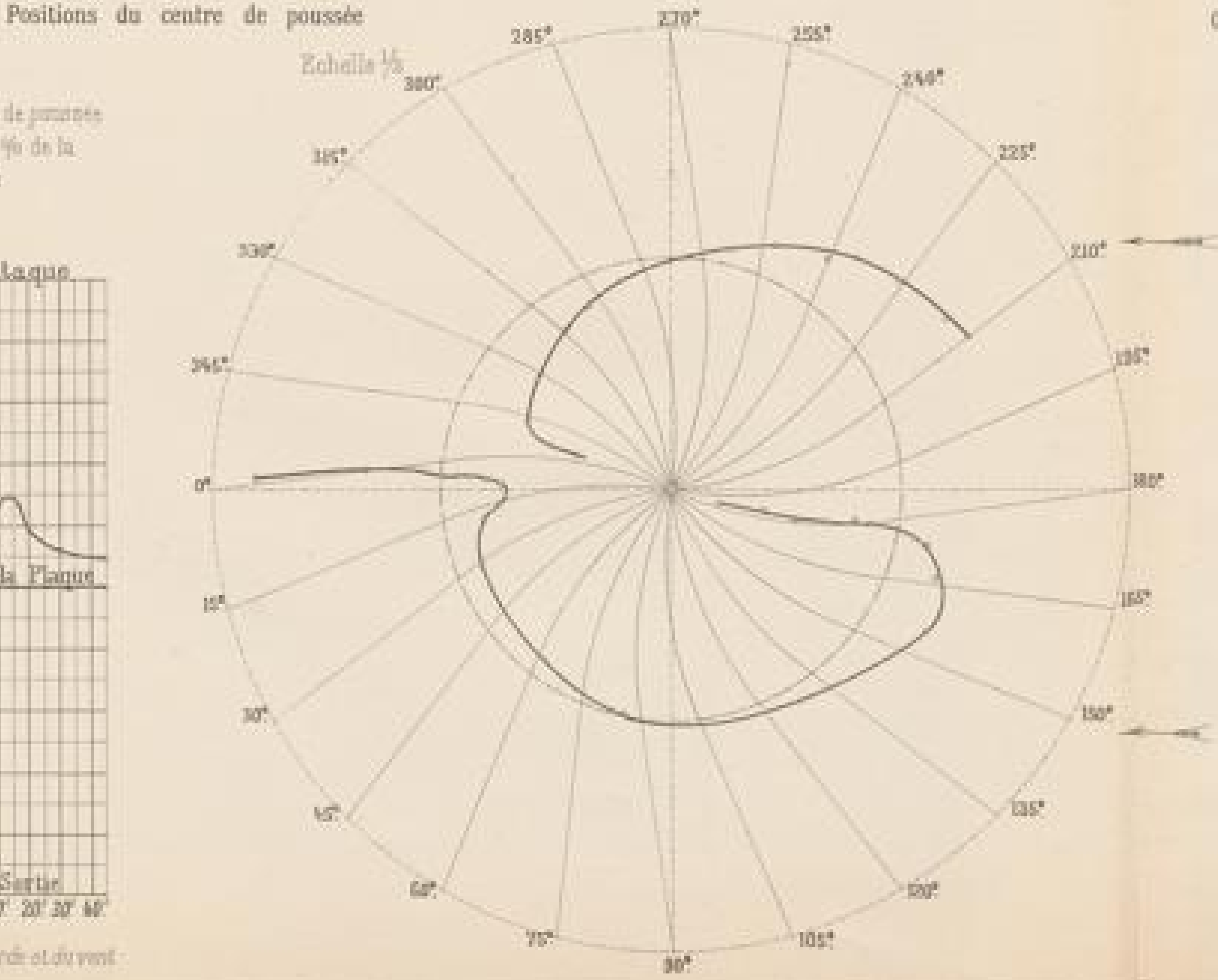
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche 1/27



Positions du centre de poussée

Distances du centre de poussée au bord d'attaque en % de la largeur de l'aile

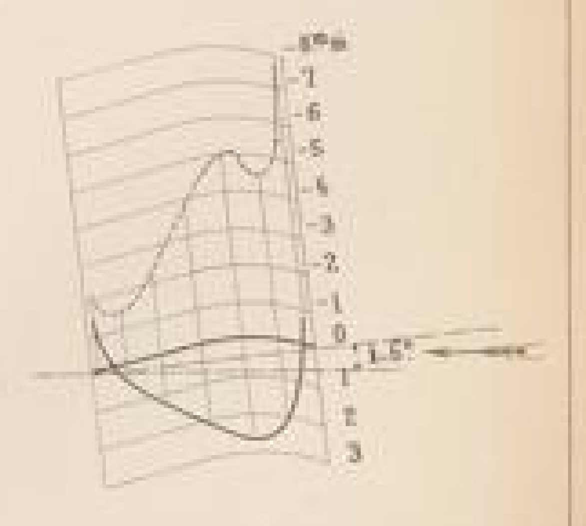




Direction des efforts unitaires

Angles θ de la résultante avec la verticale

Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires



L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui nous tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i

Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

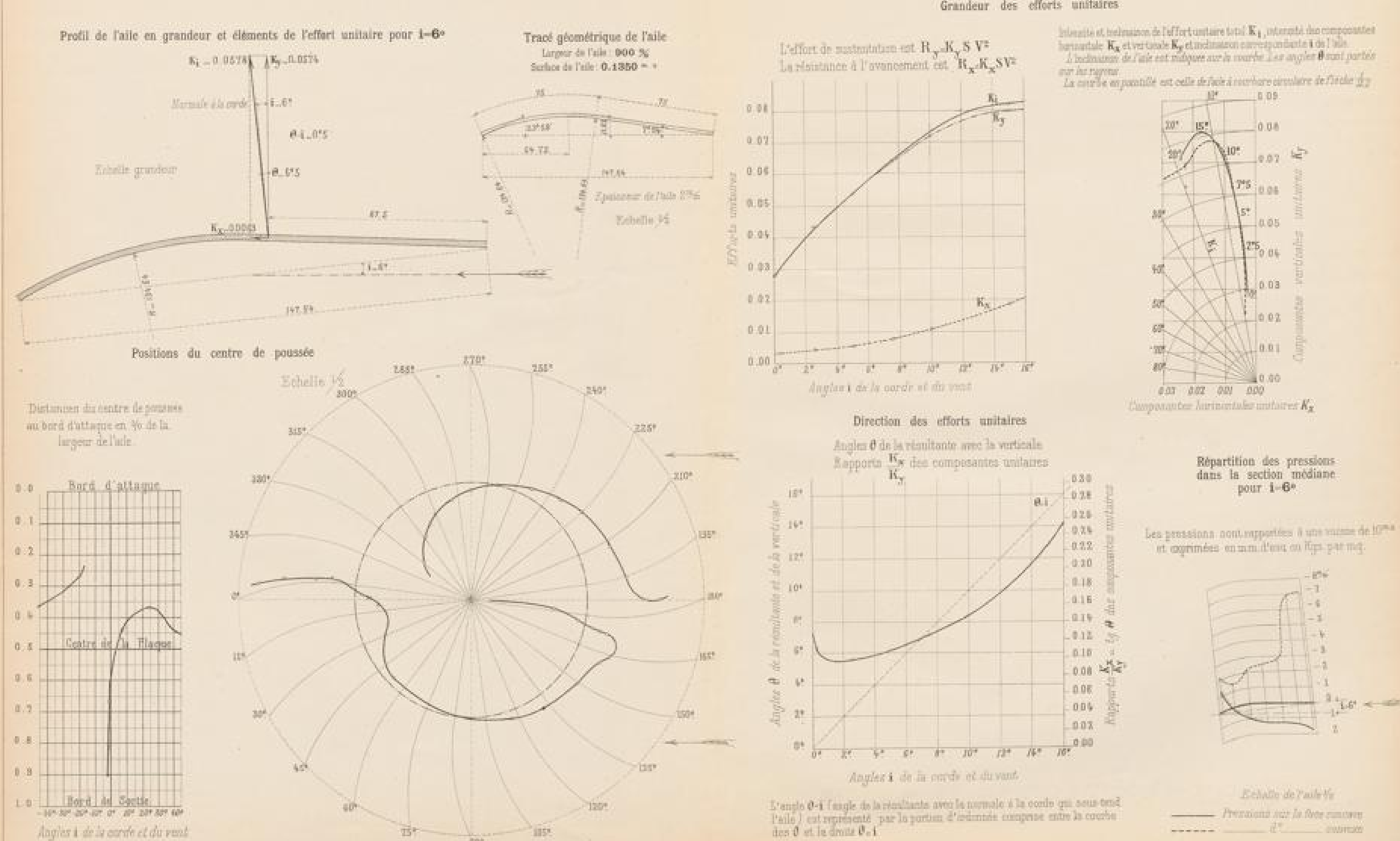
Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10m/s et exprimées en m.m d'eau ou Kgs par mq

Echelle de l'aile ½

Pressions sur la face concave

——— d° ——— convexe

AILE N° 6, PLANE A L'AVANT ET COURBE A L'ARRIÈRE

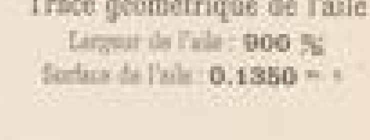


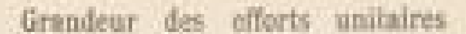
AILE N° 7, PLANE EN DESSOUS ET CIRCULAIRE EN DESSUS

Profil de l'aile en grandeur et éléments de l'effort unitaire pour i=6°

Tracé géométrique de l'aile

Largeur de l'aile : 900 %
Surface de l'aile : 0.1350 m²





Grandeur des efforts unitaires



L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$

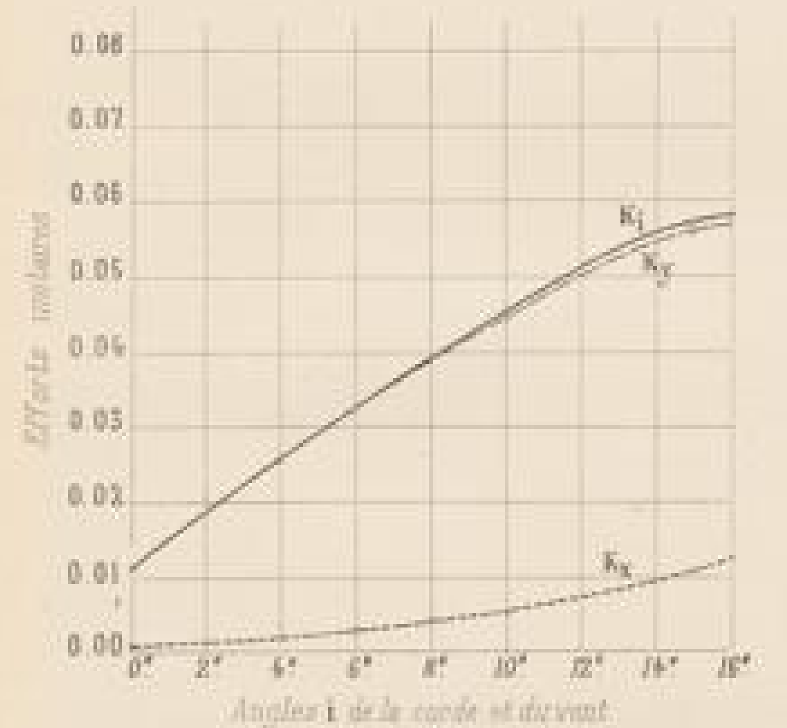
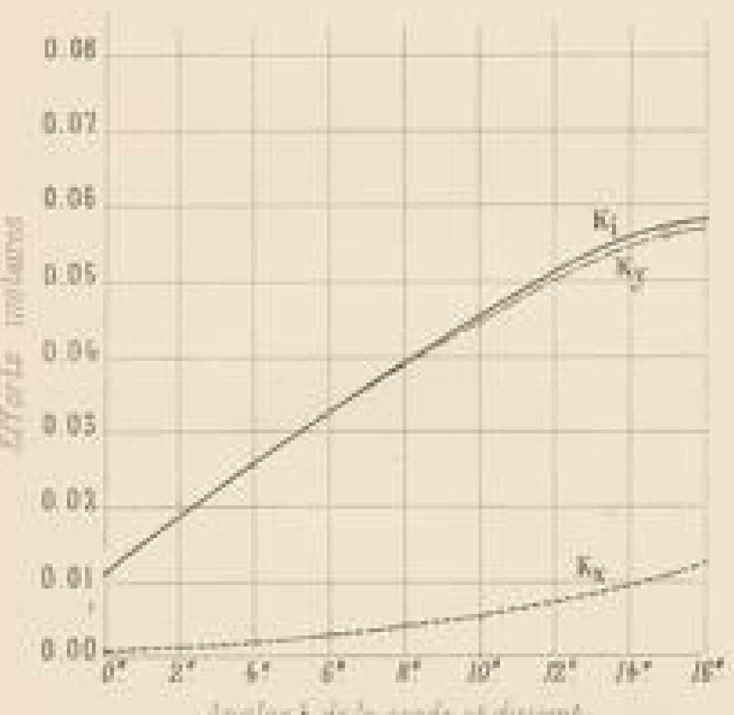


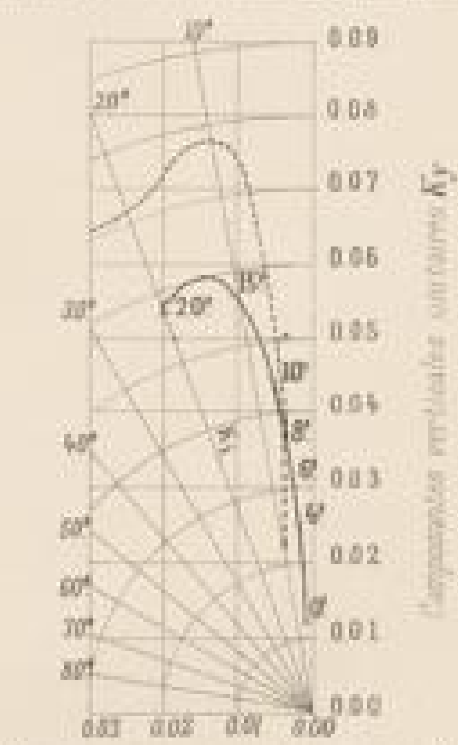
Intensité et inclinaison de l'effort unitaire total K_i, intensité des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.

L'inclinaison de l'aile est indiquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.



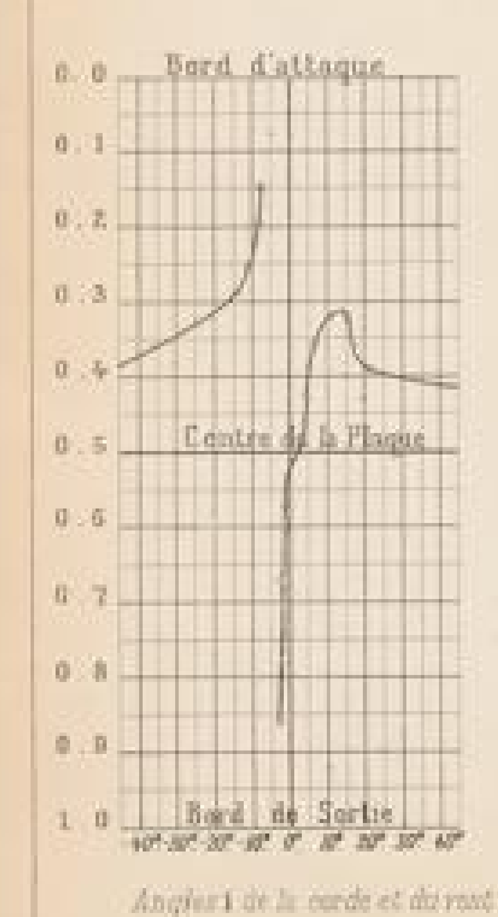
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche 1/27

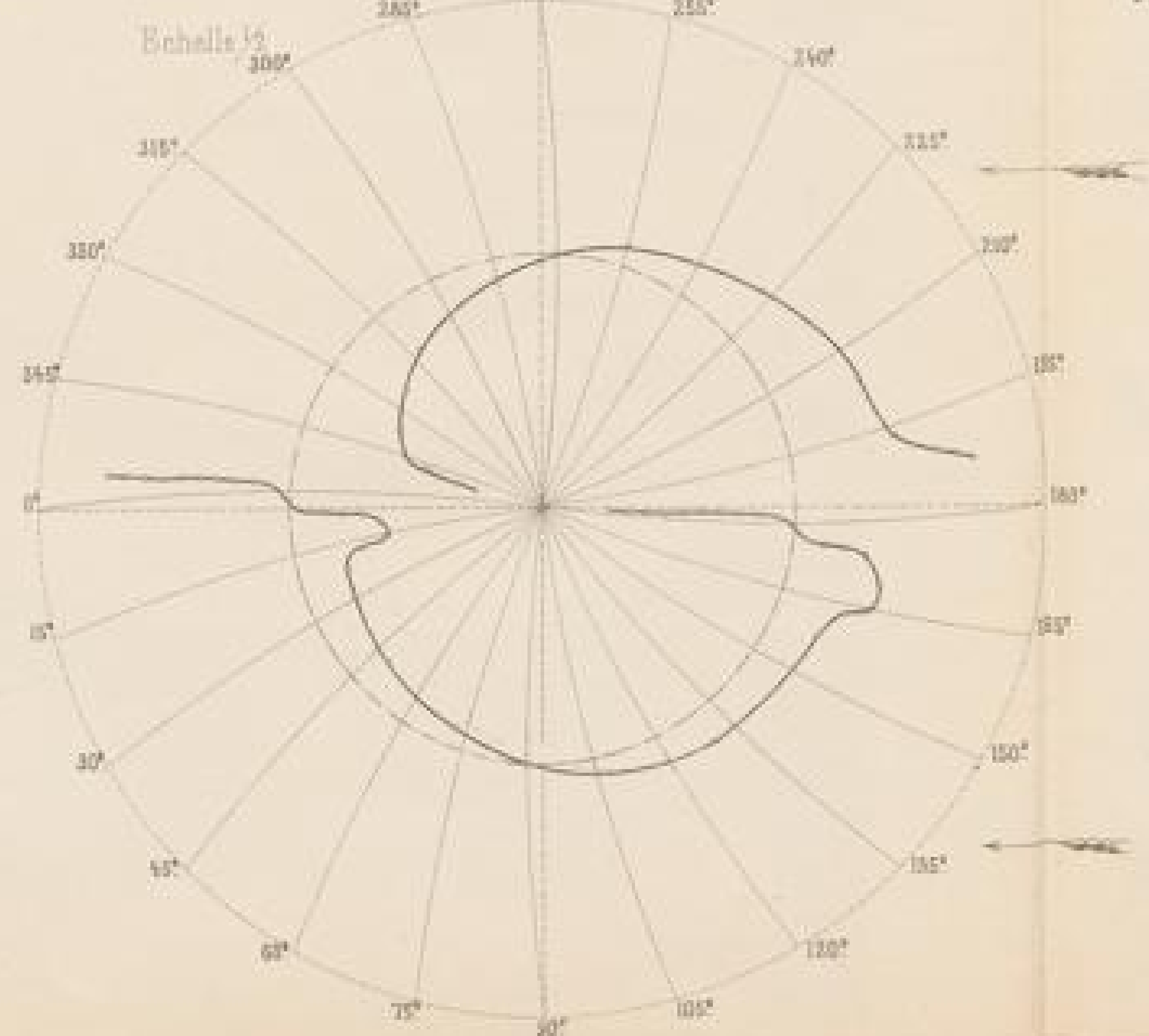





Positions du centre de poussée

Distances du centre de poussée au bord d'attaque en % de la largeur de l'aile.





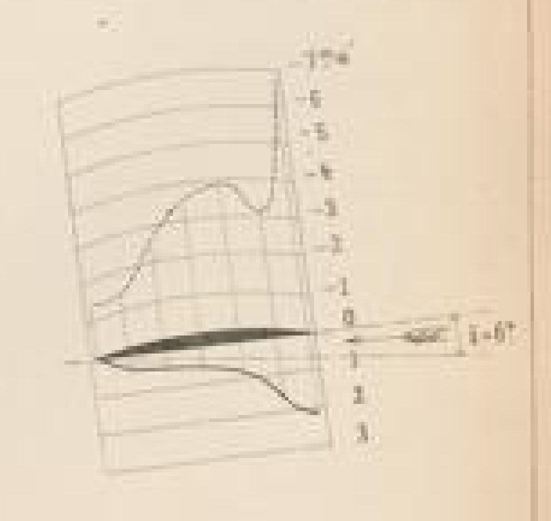
Direction des efforts unitaires

Angles θ de la résultante avec la verticale
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires

L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i.

Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/s et exprimées en mm d'eau ou Kgs par mq.



Echelle de l'aile 1/5

—— Pressions sur la face concave
- - - - d° convexe

AILE N° 8, EN FORME DE CROISSANT

Profil de l'aile en grandeur et éléments de l'effort unitaire pour i=6°

$K_i = 0.0527$ $K_y = 0.0525$

Normale à la corde i=6°

$\theta - i = -0°,3$

$\theta = 5°7$

Echelle grandeur

$K_x = 0.0051$

i=6°

1507 %

Tracé géométrique de l'aile

Largeur de l'aile : 900 %

Surface de l'aile : 0.1350 m²

Echelle 1/6

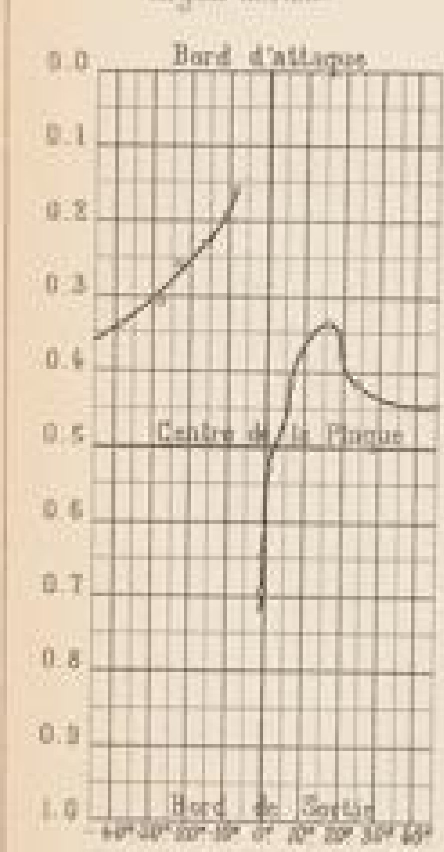
300 300 300 300 300

1507

Les cotes sont exprimées en 1/10 de %

Positions du centre de poussée

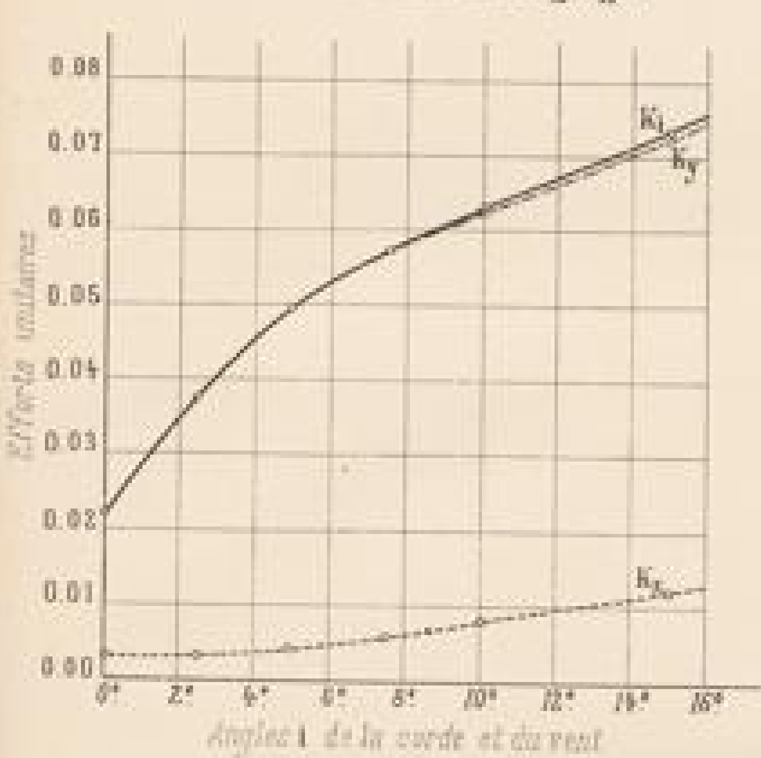
Distances du centre de poussée au bord d'attaque en % de la largeur de l'aile.



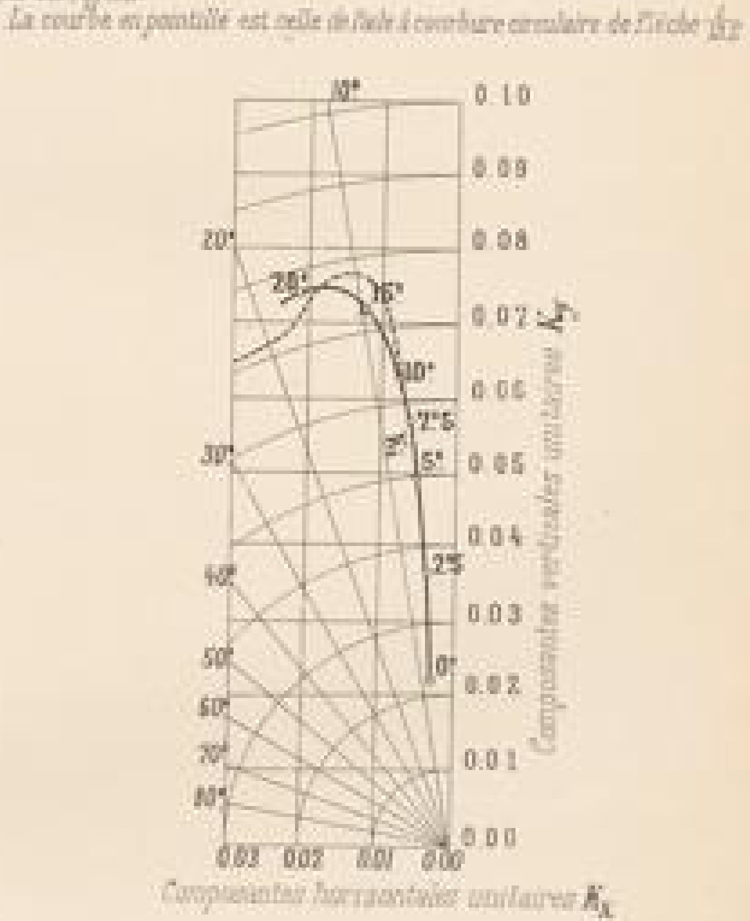
Echelle 1/2

Grandeur des efforts unitaires

L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$



Intensité et inclinaison de l'effort unitaire total K_i, intensité des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.
L'inclinaison de l'aile est indiquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche 1/13



Direction des efforts unitaires

Angles θ de la résultante avec la verticale
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires

Angles θ de la résultante et de la verticale

Rapports $\frac{K_x}{K_y} = tg\,\theta$ des composantes unitaires

θ-i

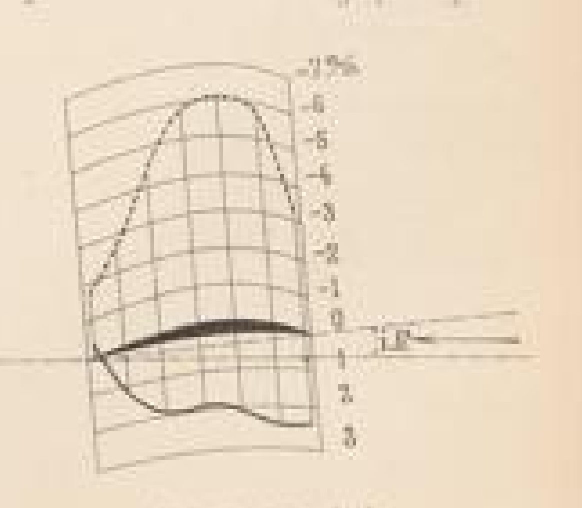
0° 2° 4° 6° 8° 10° 12° 14° 16°

Angles i de la corde et du vent

L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i

Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/s et exprimées en m/m d'eau ou Kgs par mq.



Echelle de l'aile 1/6

——— *Pressions sur la face concave*

- - - - - *d° convexe*

AILE N° 9 EN AILE D'OISEAU

Profil de l'aile en grandeur et éléments de l'effort unitaire pour i=6°

Échelle grandeur

Positions du centre de poussée

Échelle ½

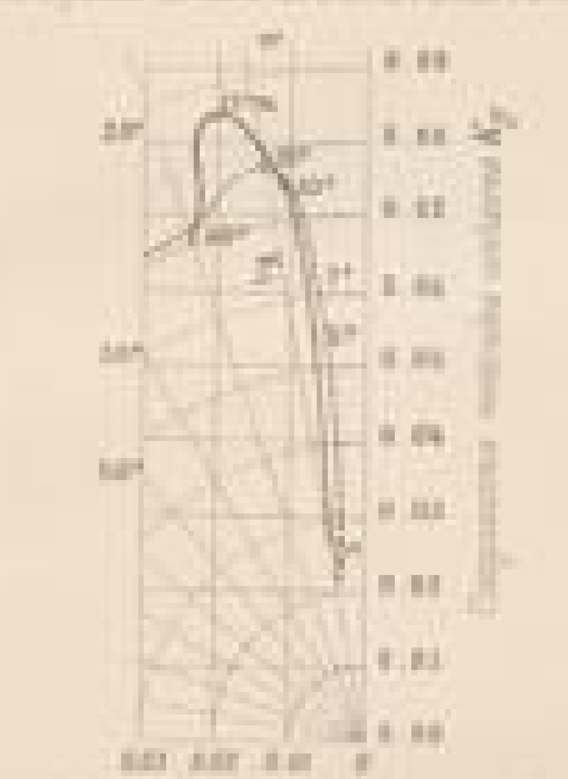
Grandeur des efforts unitaires

Angles i de la corde et du vent

Tracé géométrique de l'aile

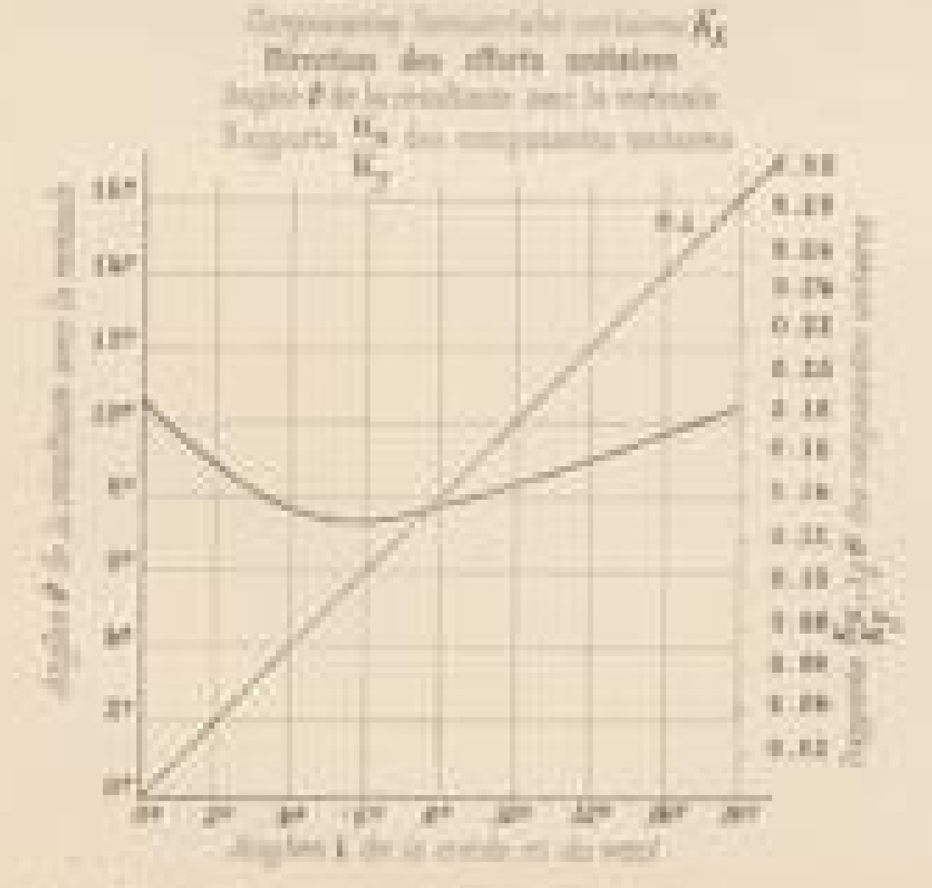
Largeur de l'aile : 900 %

Échelle ½



Composantes horizontales unitaires K_x

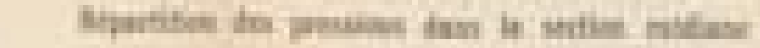
Direction des efforts unitaires

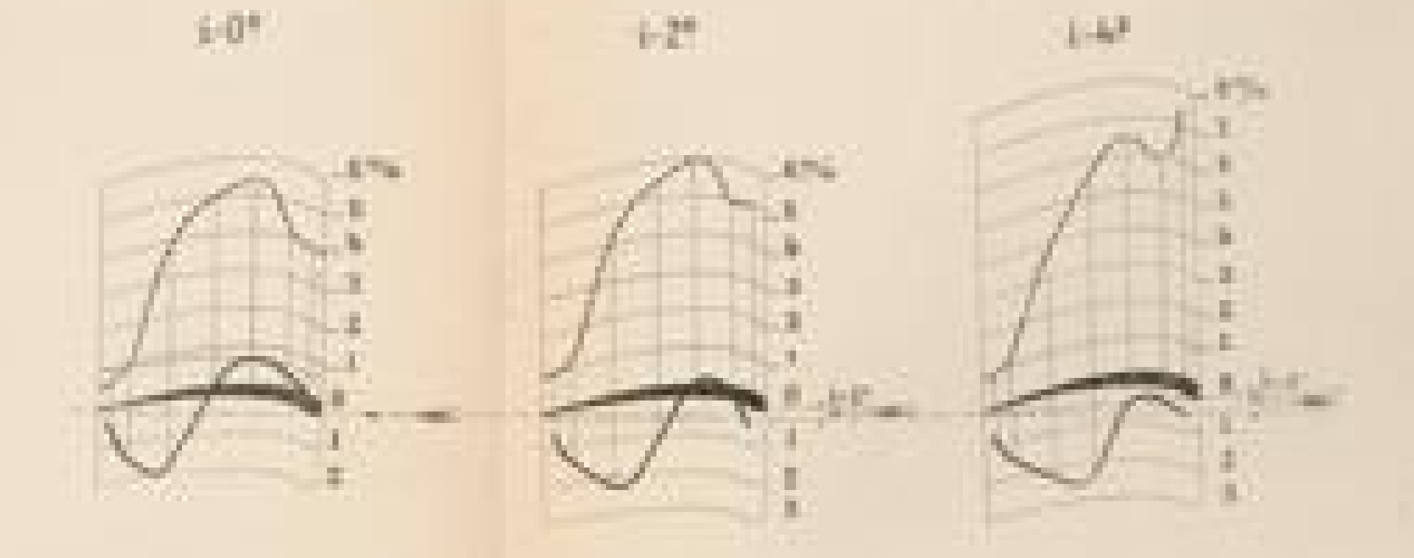


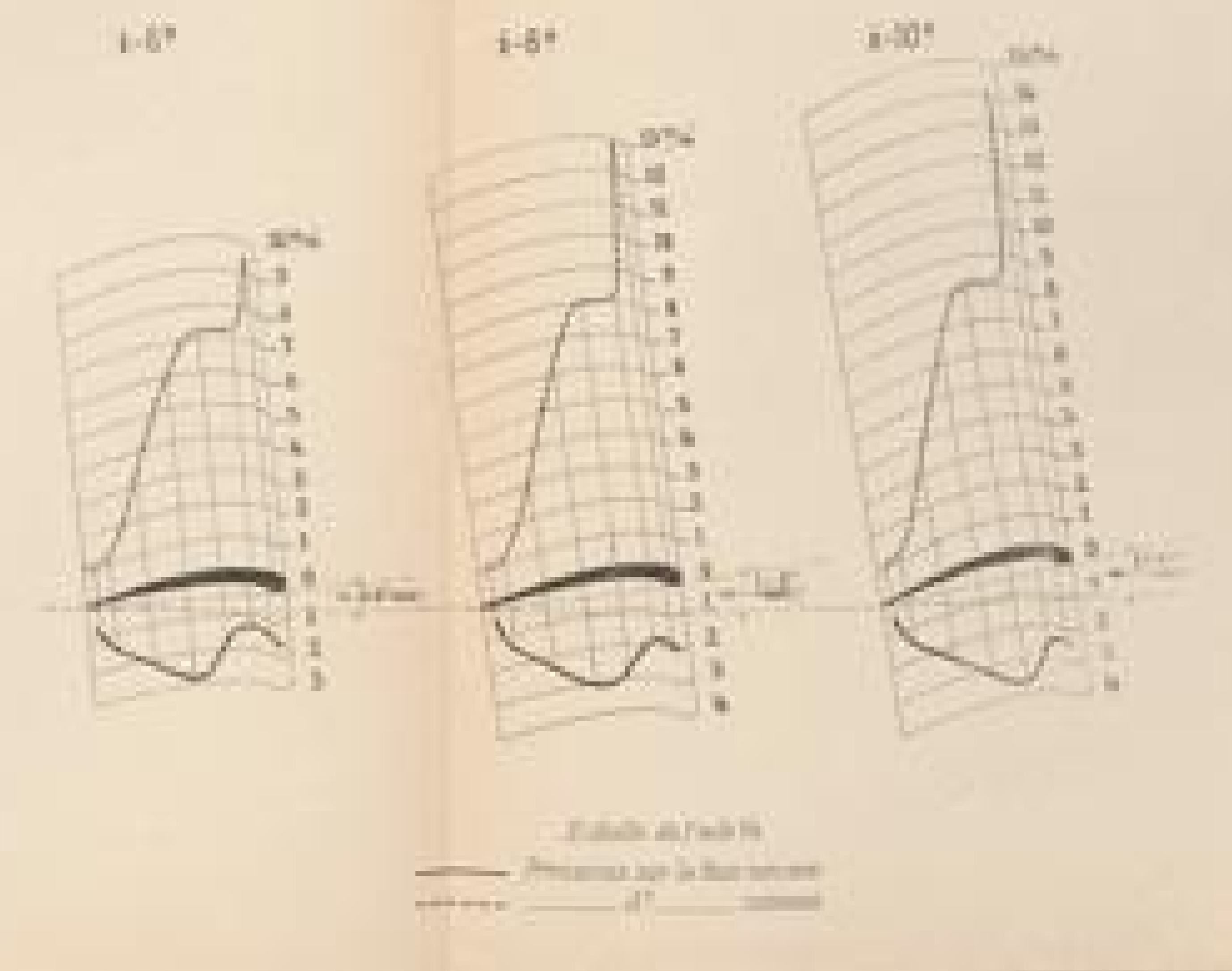
Angles i de la corde et du vent



Répartition des pressions dans la section médiane



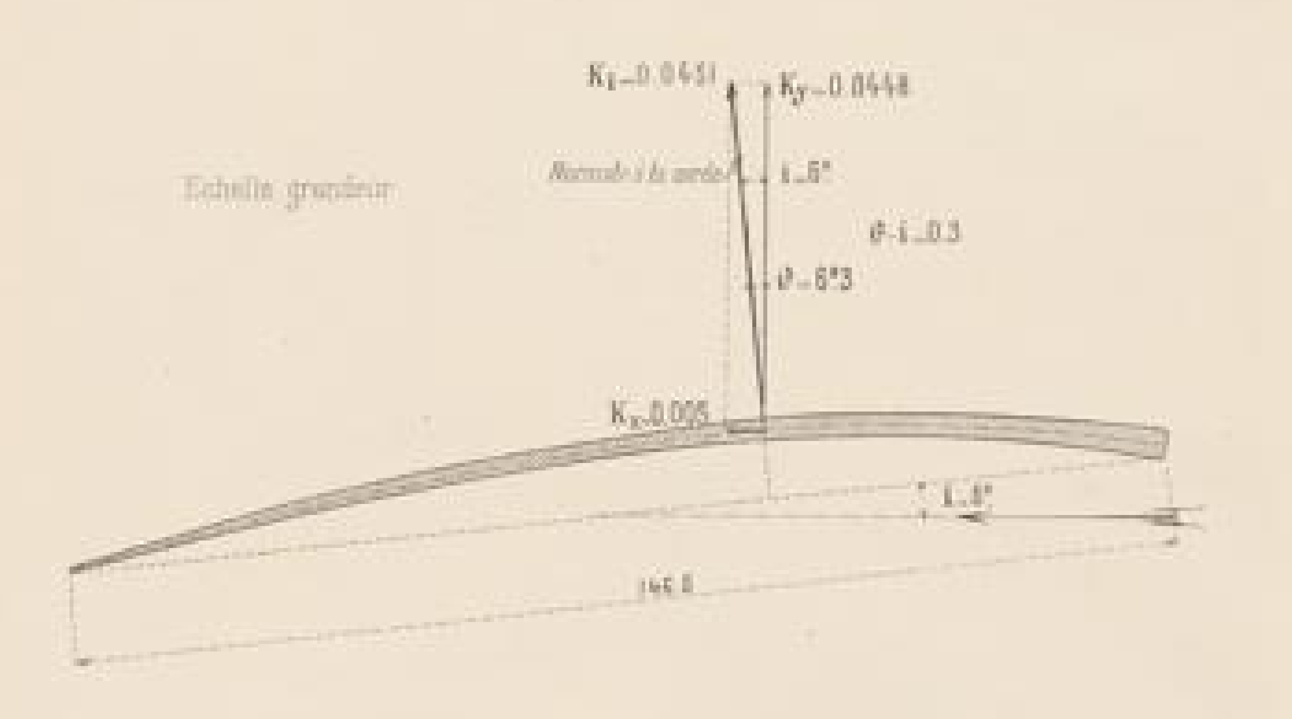




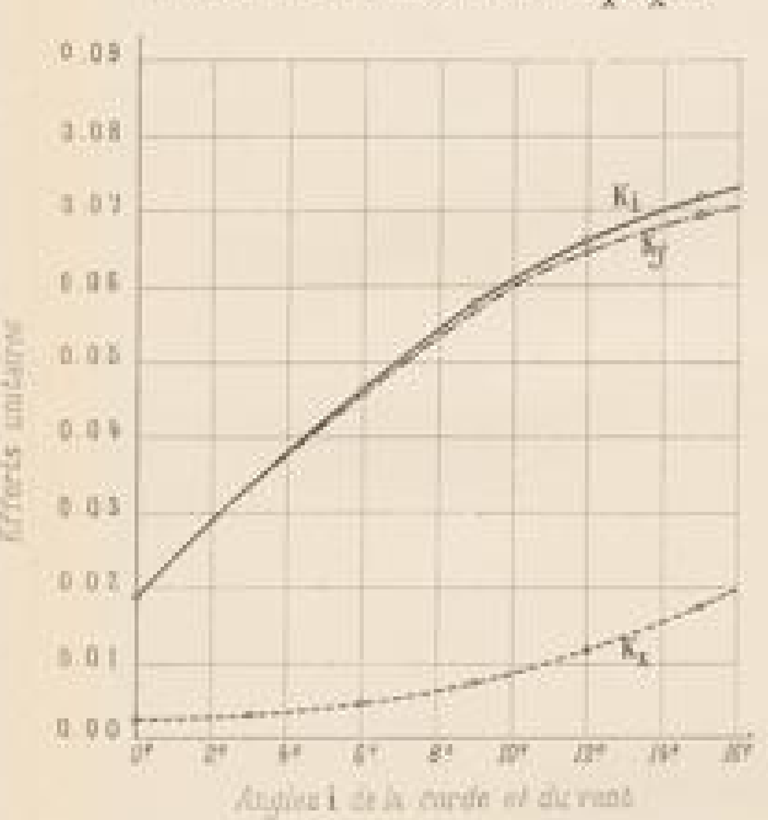
AILE N° 10, ANALOGUE A L'AILE WRIGHT (Modèle à $\frac{1}{13.4}$)

Grandeur des efforts unitaires

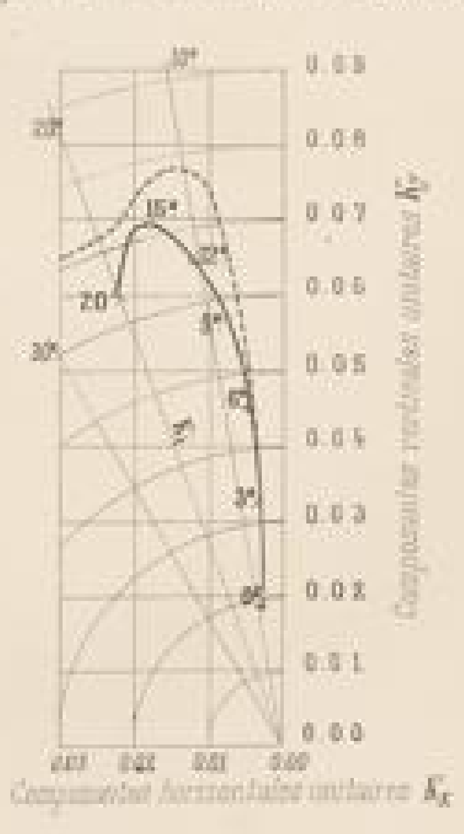
Profil de l'aile en grandeur et éléments de l'effort unitaire pour i=6°



L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$

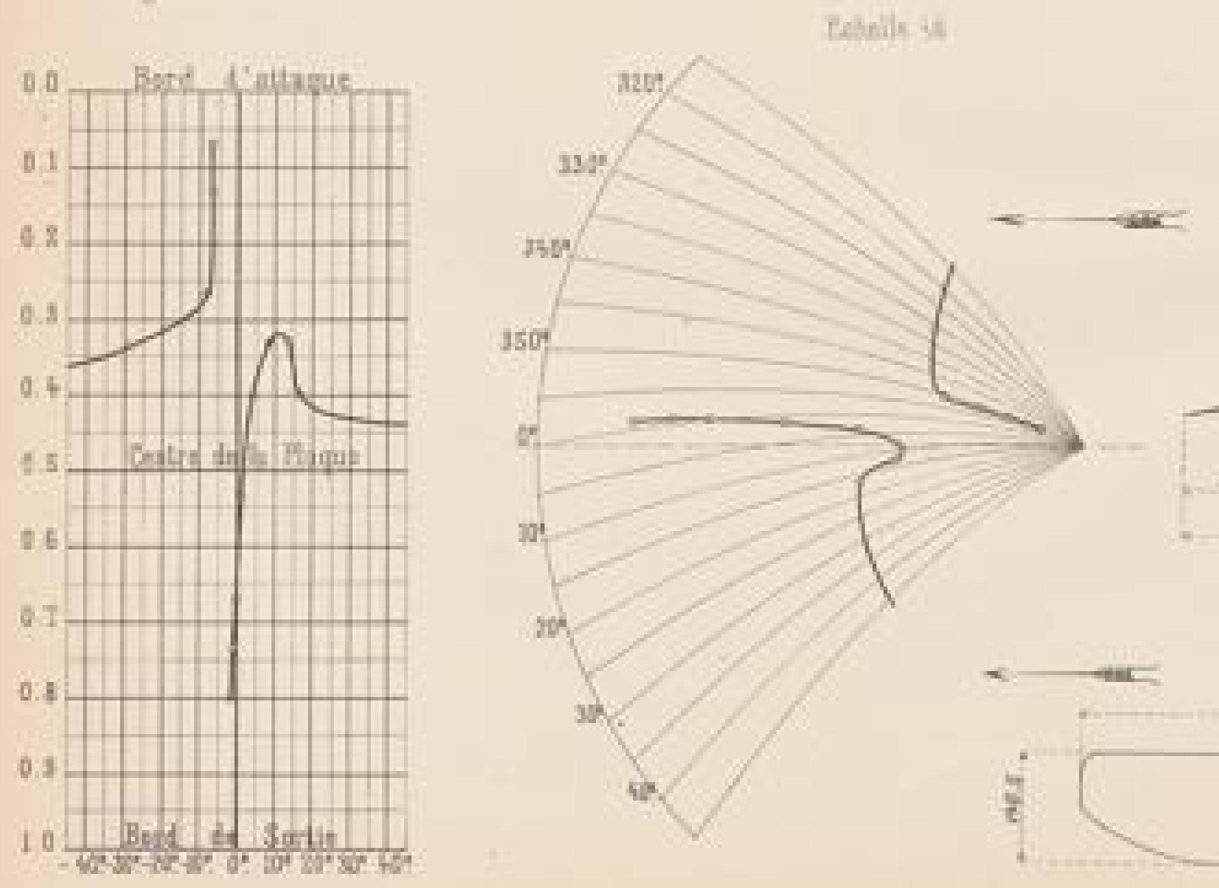


Intensité et inclinaison de l'effort unitaire total K_i, obtenues des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.
L'inclinaison de l'aile est indiquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13.5}$



Positions du centre de poussée

Distances du centre de poussée au bord d'attaque en % de la largeur de l'aile.



Tracé géométrique de l'aile

Largeur de l'aile : 900 m/m
Surface de l'aile : 0.1260 m²

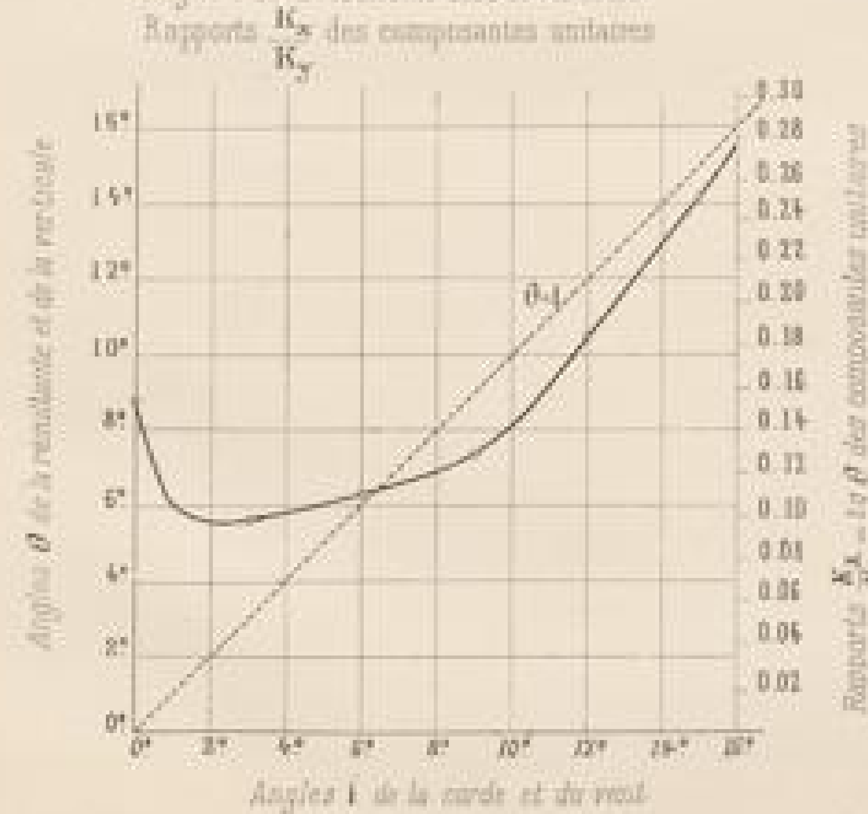
Echelle ½

Plan de l'aile
Echelle 1/10

900
Bord d'attaque

Direction des efforts unitaires

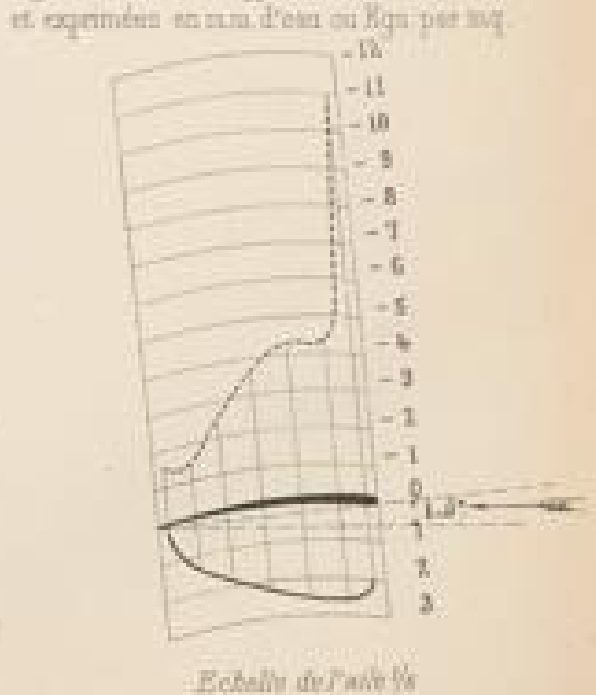
Angles θ de la résultante avec la verticale
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires



L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui nous tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i.

Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/s et exprimées en m/m d'eau ou Kgs par m²



Echelle de l'aile ⅕

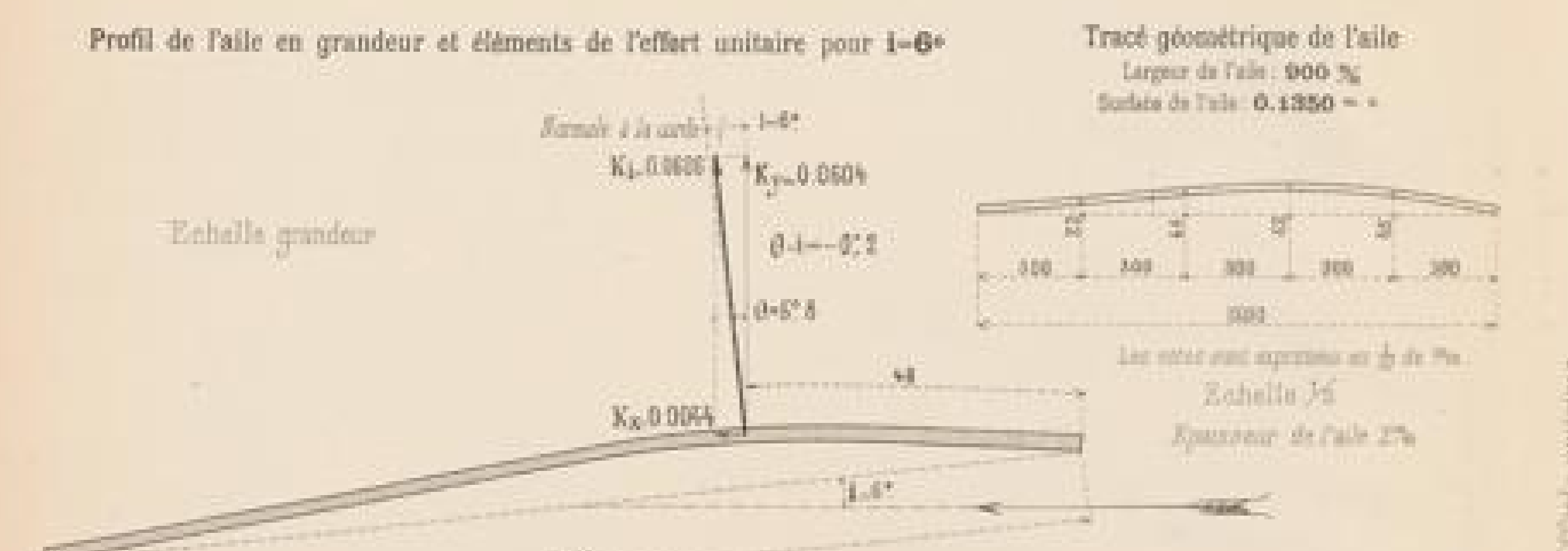
——— Pressions sur la face concave
- - - - - d° convexe

AILE N° 11, ANALOGUE A L'AILE VOISIN

Profil de l'aile en grandeur et éléments de l'effort unitaire pour i=6°

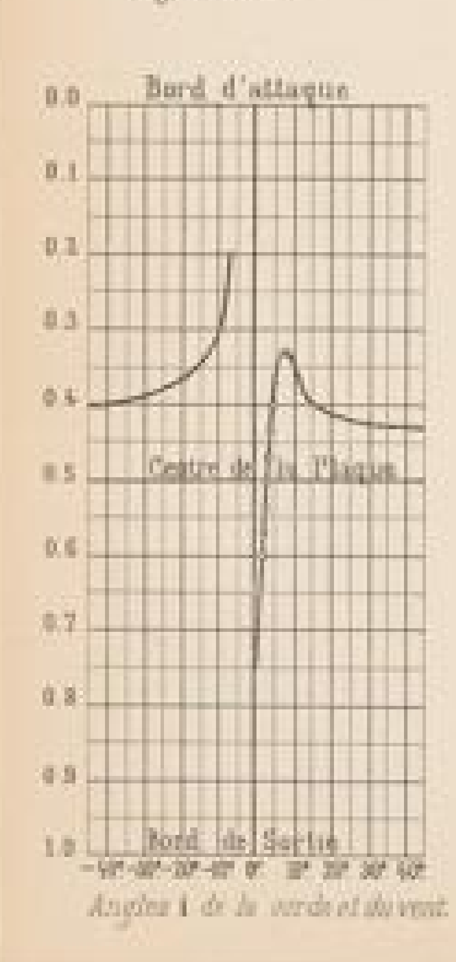
Tracé géométrique de l'aile

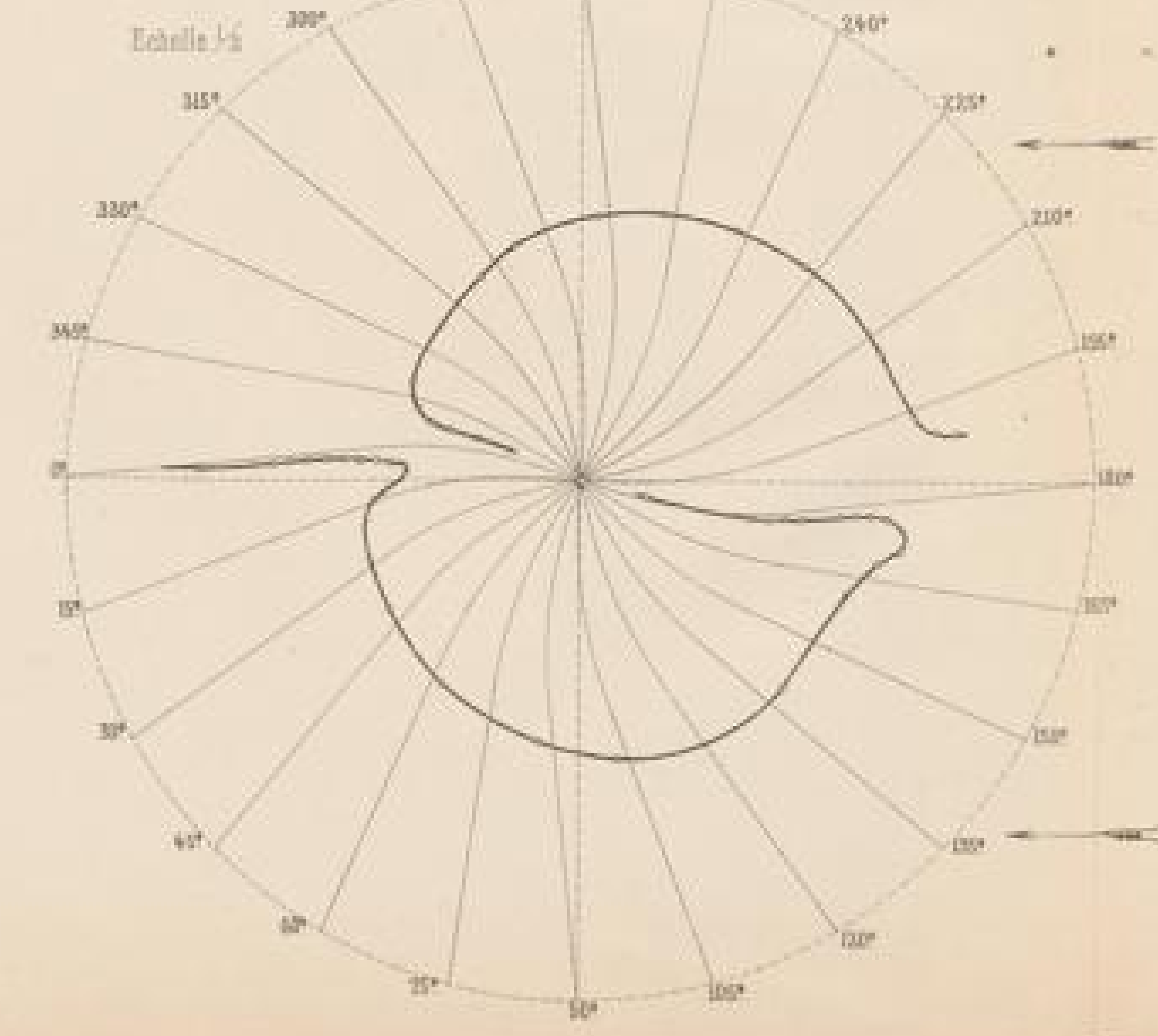
Largeur de l'aile : 900 m/m
Surface de l'aile : 0.1350 m²



Positions du centre de poussée

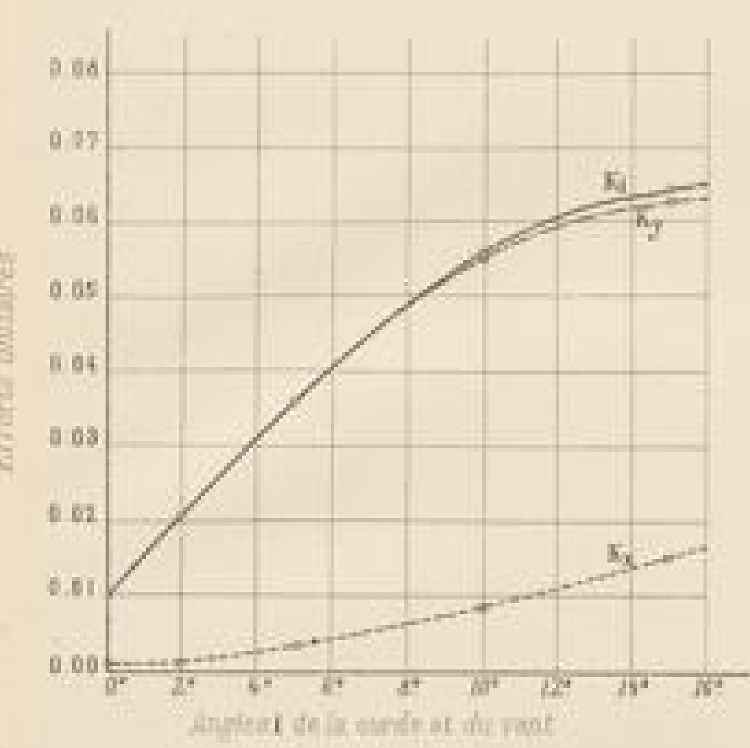
Distances du centre de poussée au bord d'attaque en % de la largeur de l'aile



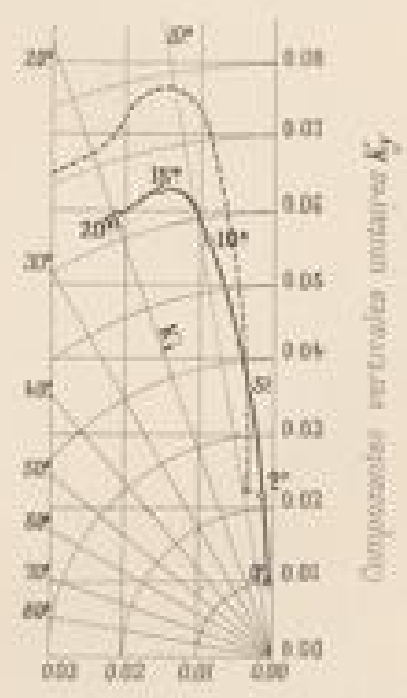


Grandeur des efforts unitaires



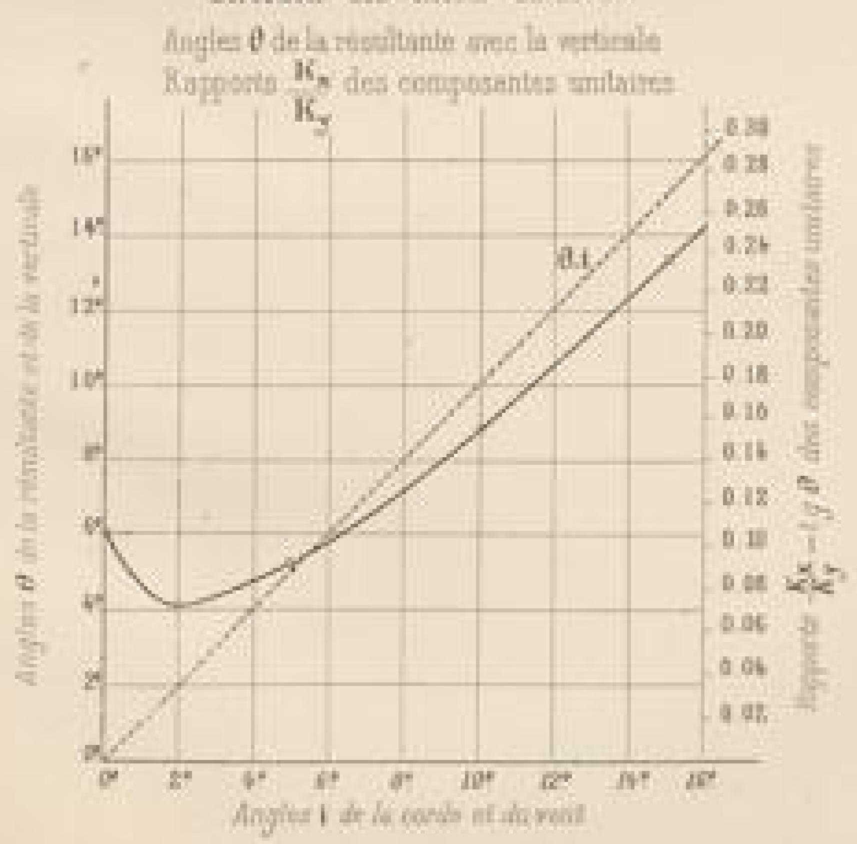


Intensité et inclinaison de l'effort unitaire total K_i, intensité des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.
L'inclinaison de l'aile est marquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche 1/27



Direction des efforts unitaires

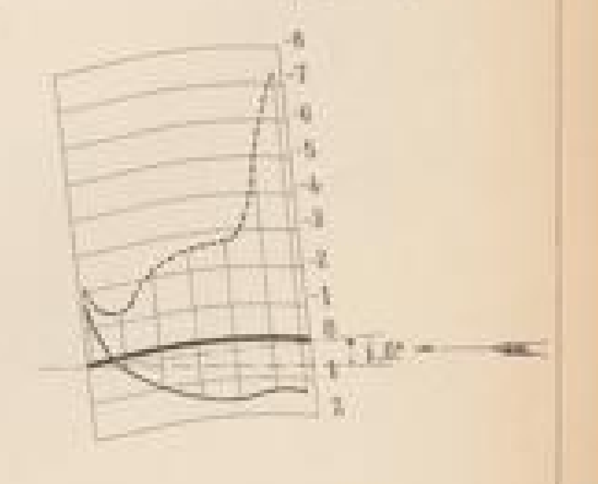
Angles θ de la résultante avec la verticale
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires



L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i

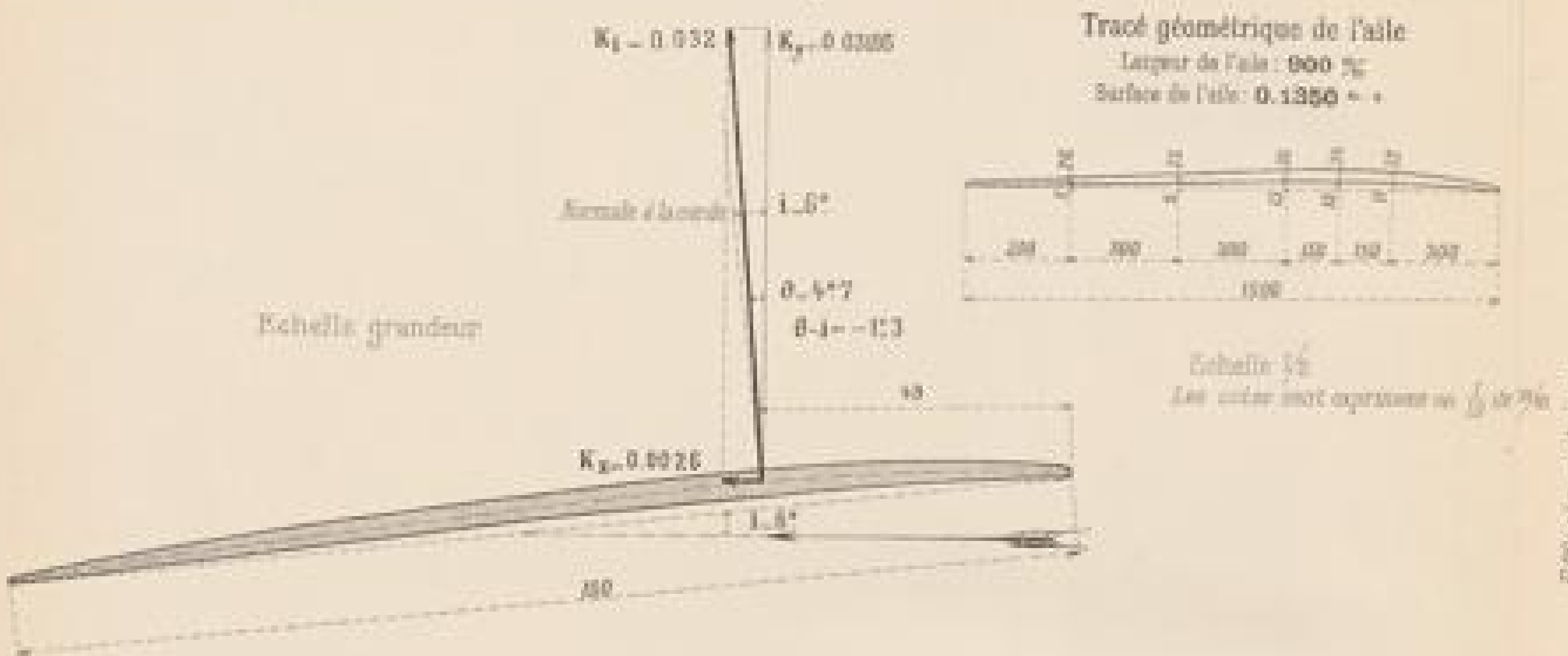
Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/s et exprimées en mm d'eau ou Kgs par m.q.



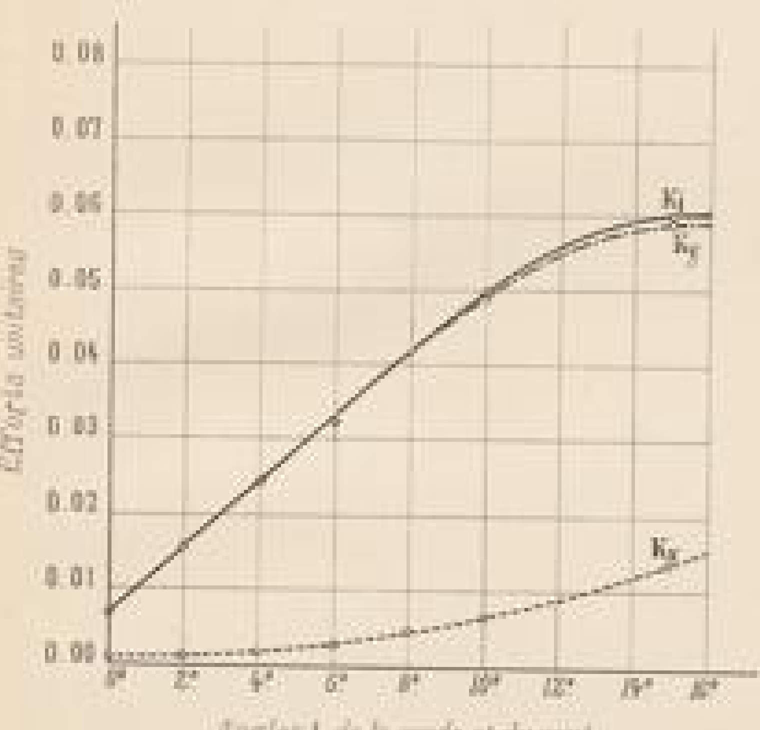
AILE N° 12, ANALOGUE A L'AILE MAURICE FARMAN



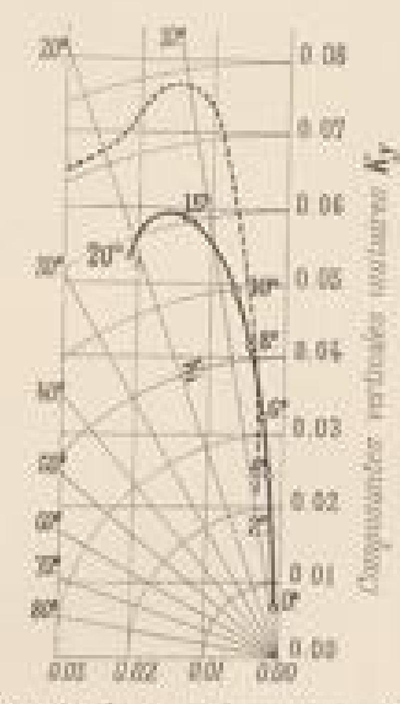


Grandeur des efforts unitaires

L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$

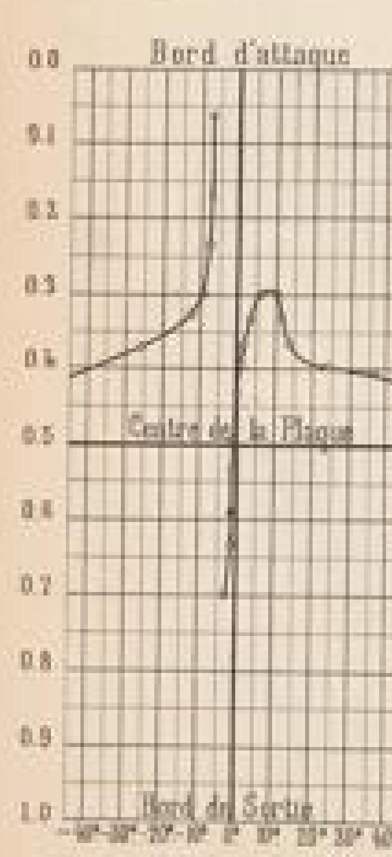


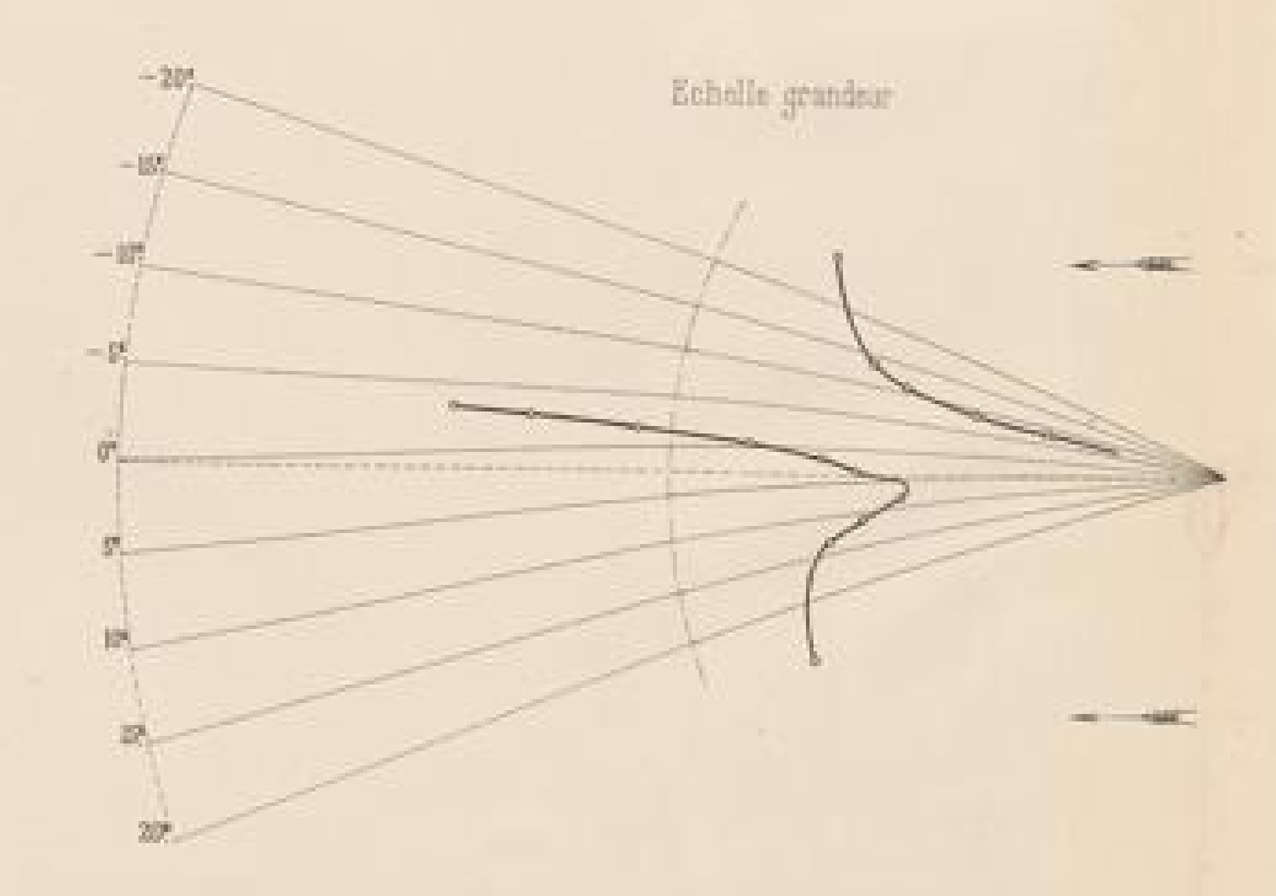
Intensité et inclinaison de l'effort unitaire total K_i, intensité des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.
L'inclinaison de l'aile est indiquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche 1/13



Positions du centre de poussée

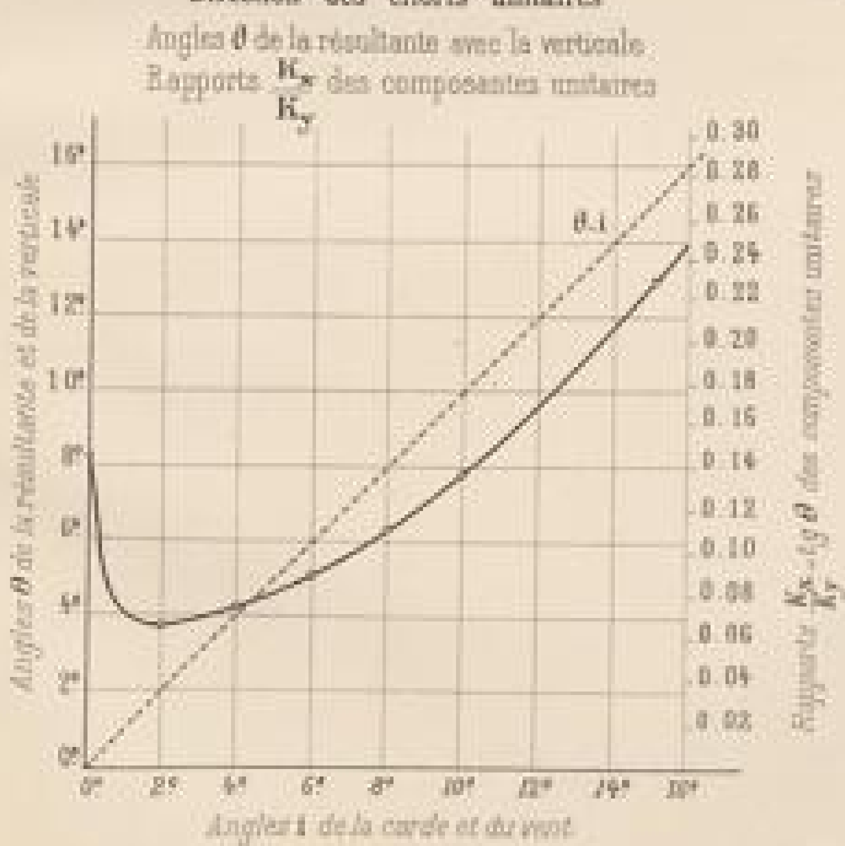
Distances du centre de poussée au bord d'attaque en % de la largeur de l'aile.





Direction des efforts unitaires

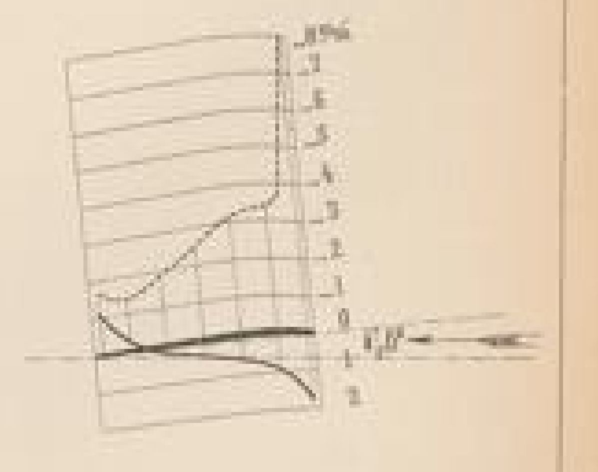
Angles θ de la résultante avec la verticale
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires



L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i

Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

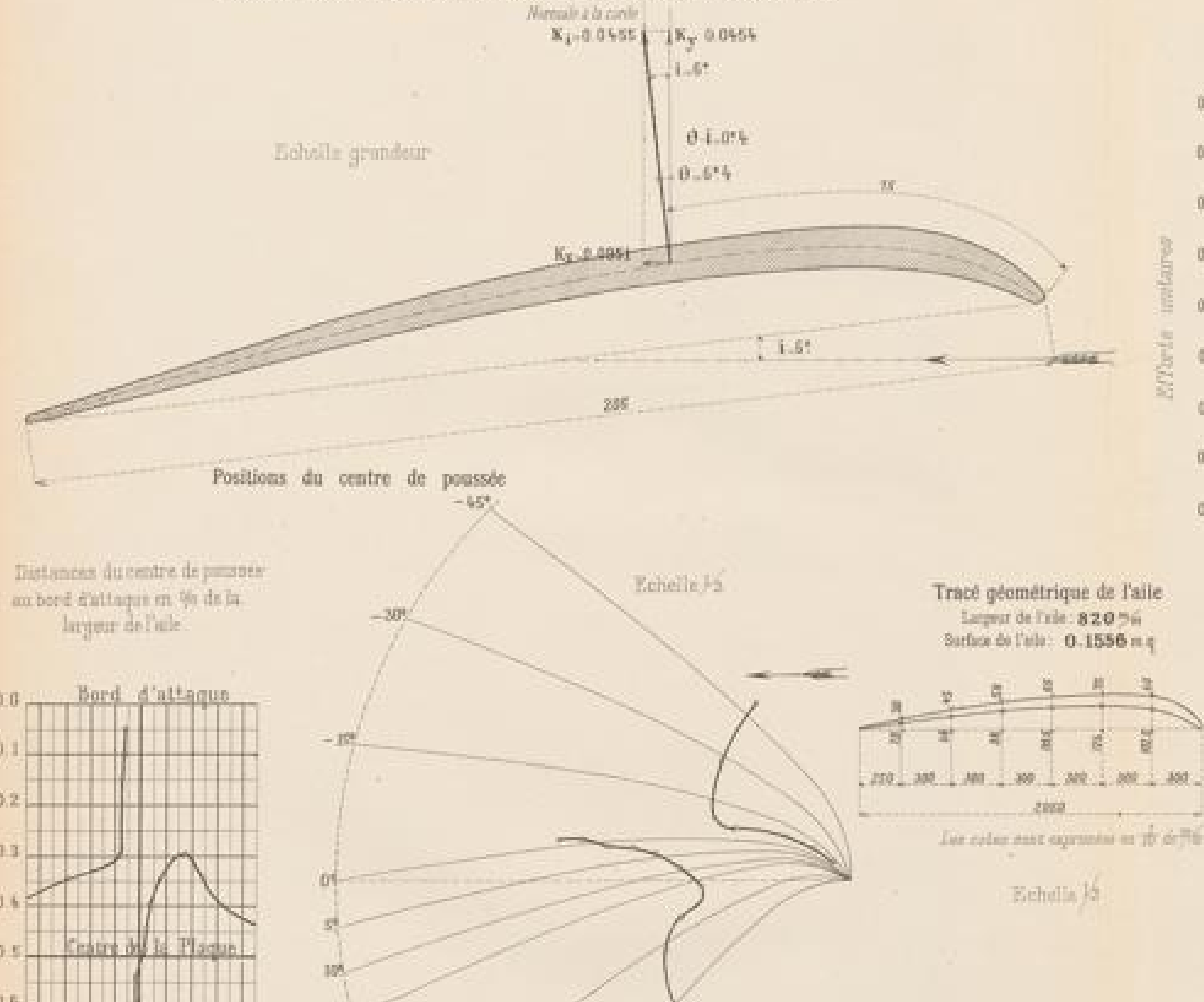
Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/s et exprimées en m.m. d'eau ou Kgs par mq.

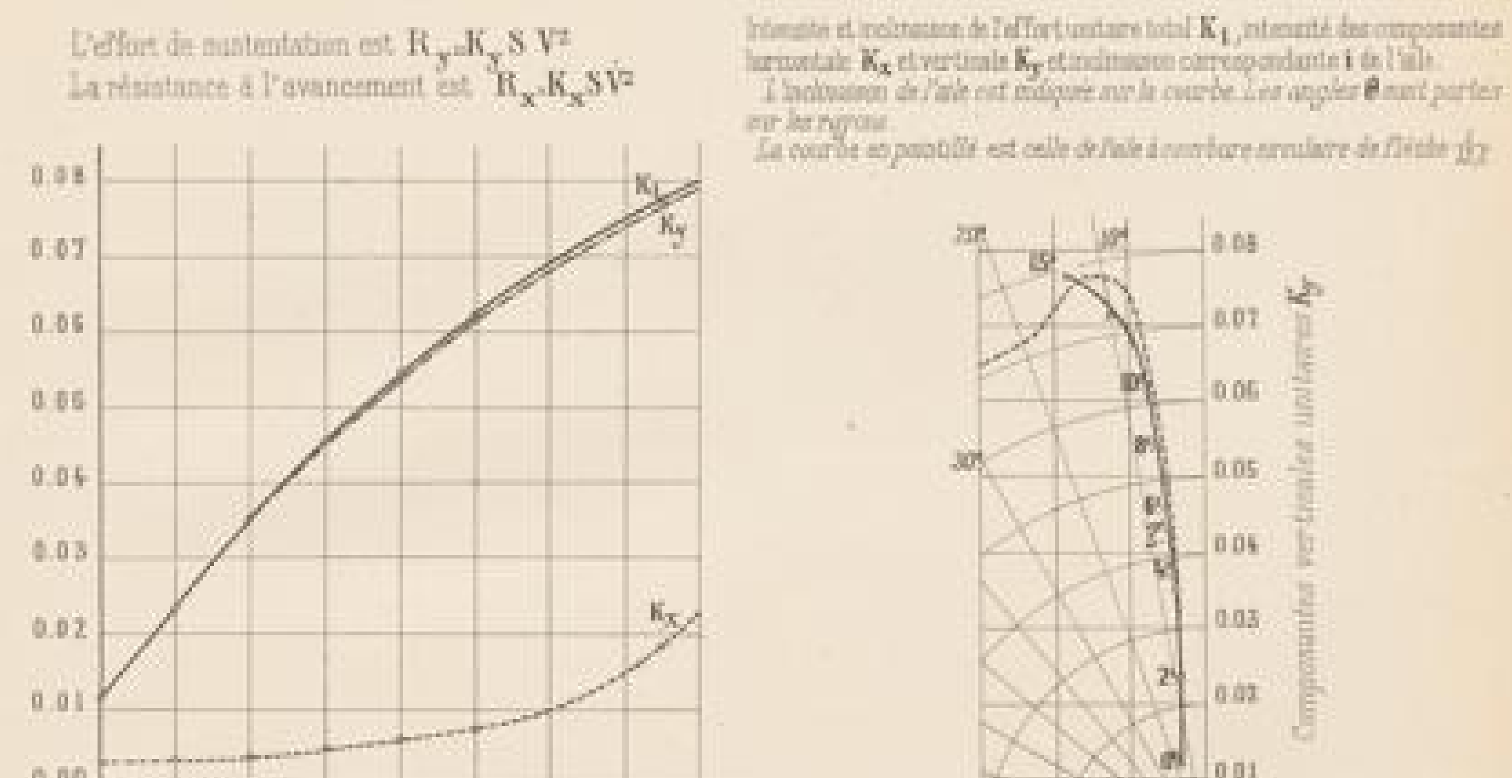


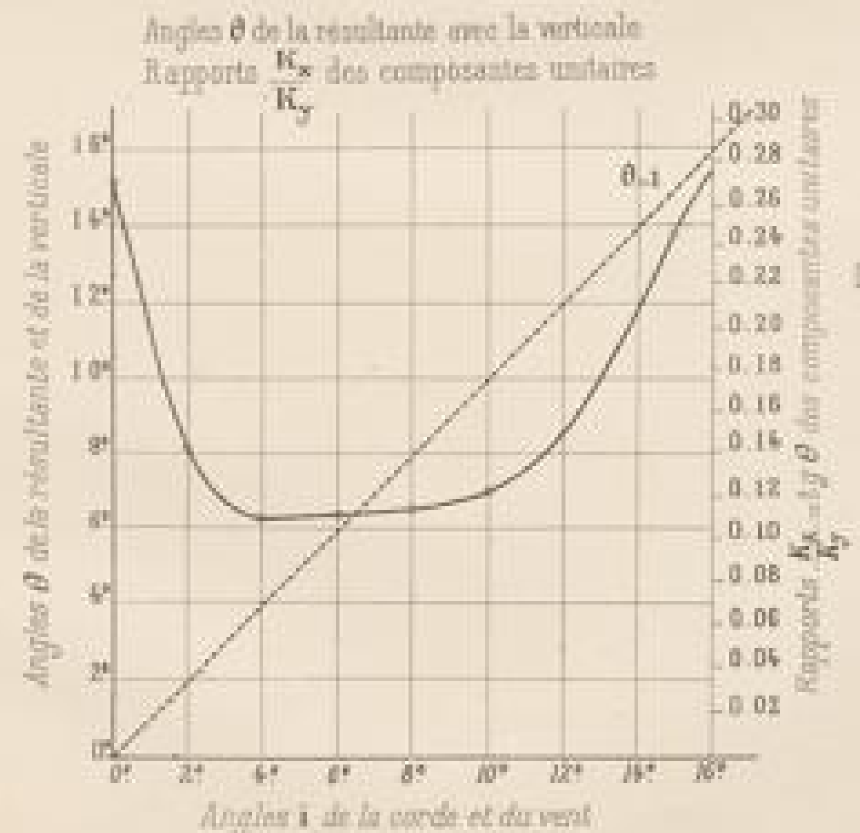
Echelle de l'aile 1/5
——— Pressions sur la face concave
- - - - - ——— d° ——— convexe

AILE N° 13, ANALOGUE A L'AILE BLÉRIOT N° XI (Modèle au 1/10)

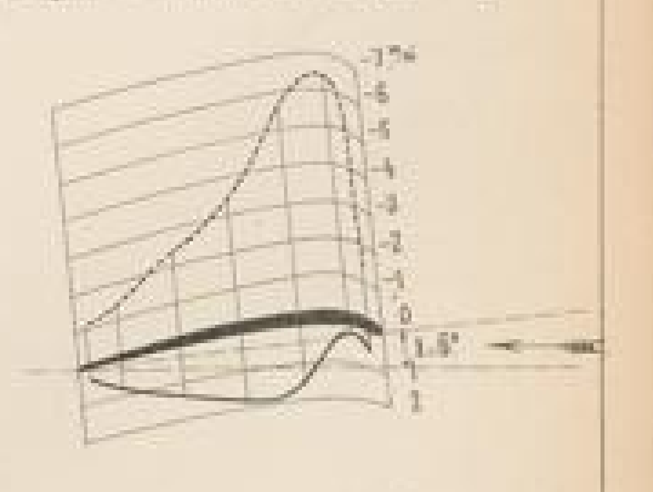




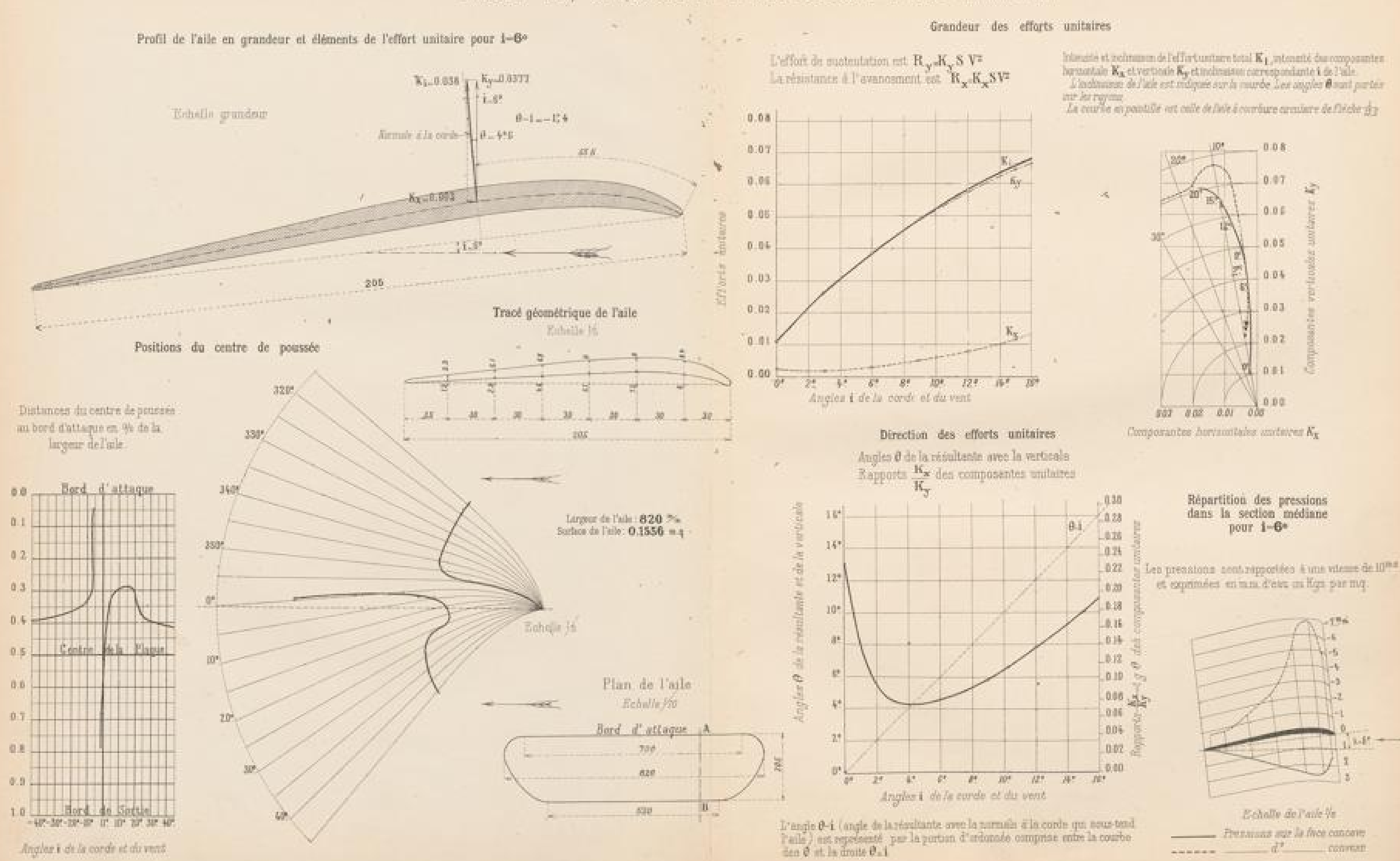




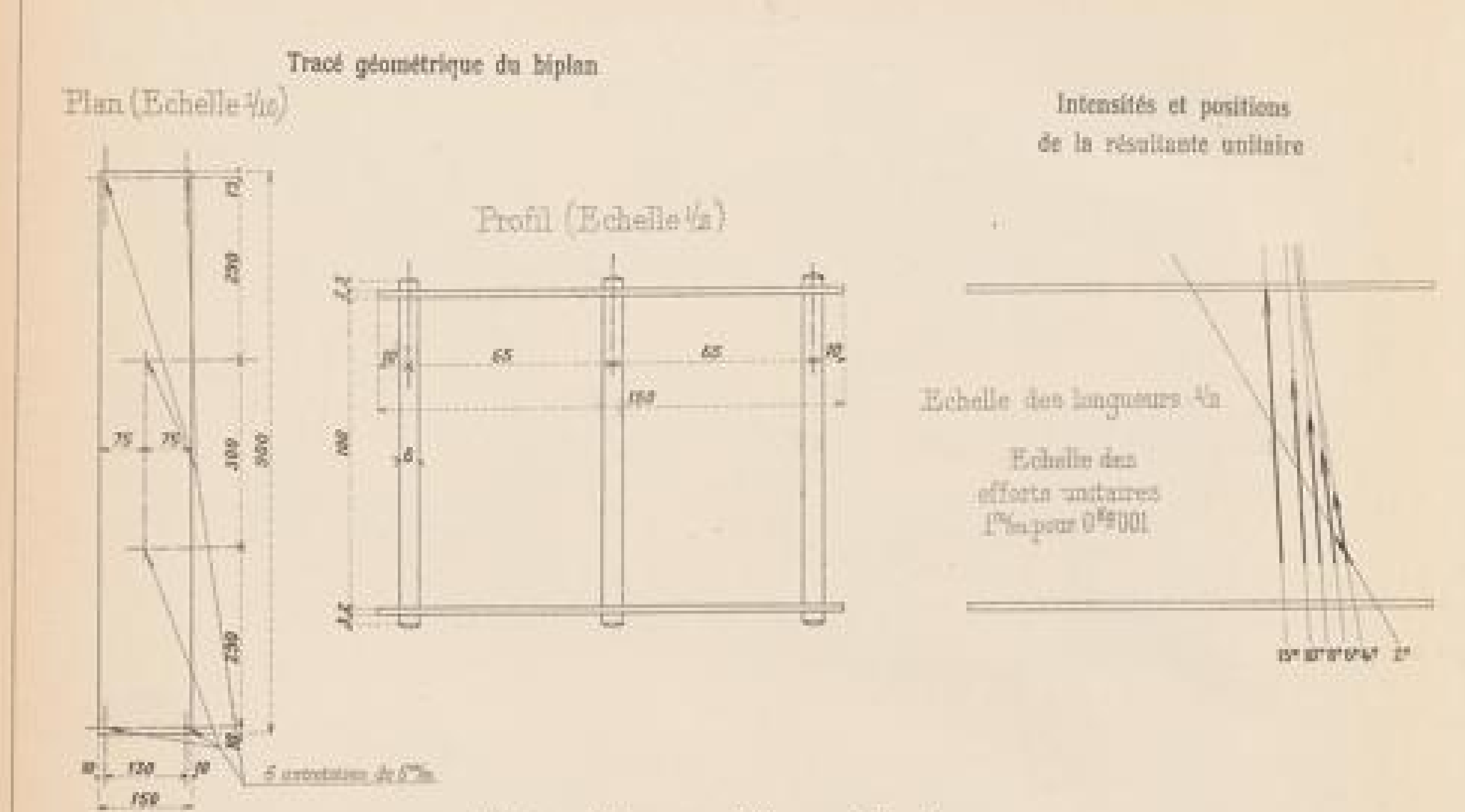
L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i



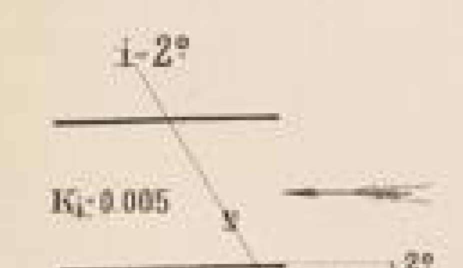
AILE N° 13 bis, ANALOGUE A L'AILE BLÉRIOT N° XI bis (Modèle au 1/10)

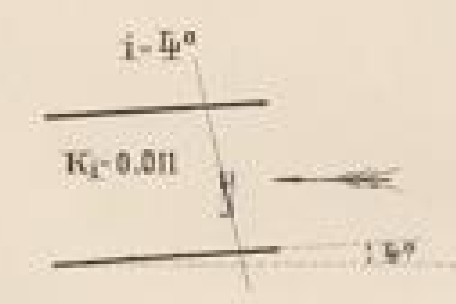


BIPLAN N° 1, FORMÉ DE 2 PLANS DE 90cm × 15cm ÉCARTÉS DES 2/3 DE LEUR LARGEUR

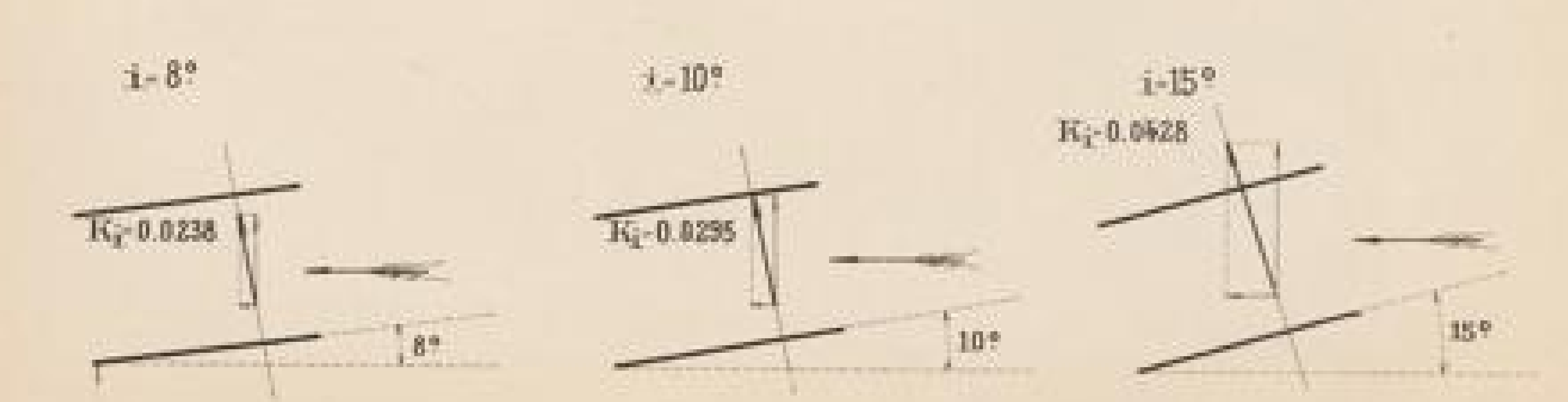


Efforts unitaires pour différentes inclinaisons.



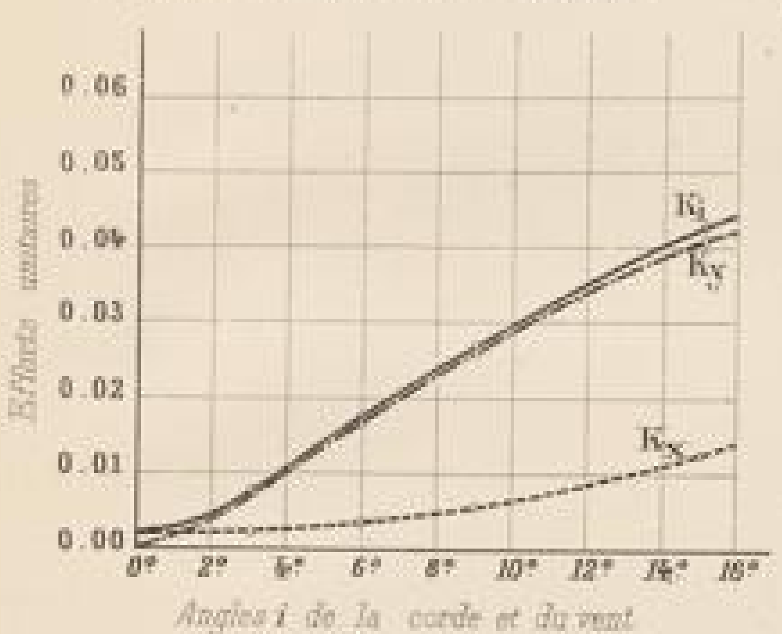




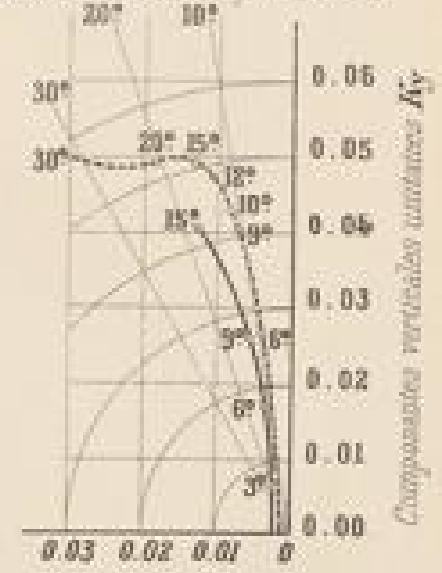


Grandeur des efforts unitaires







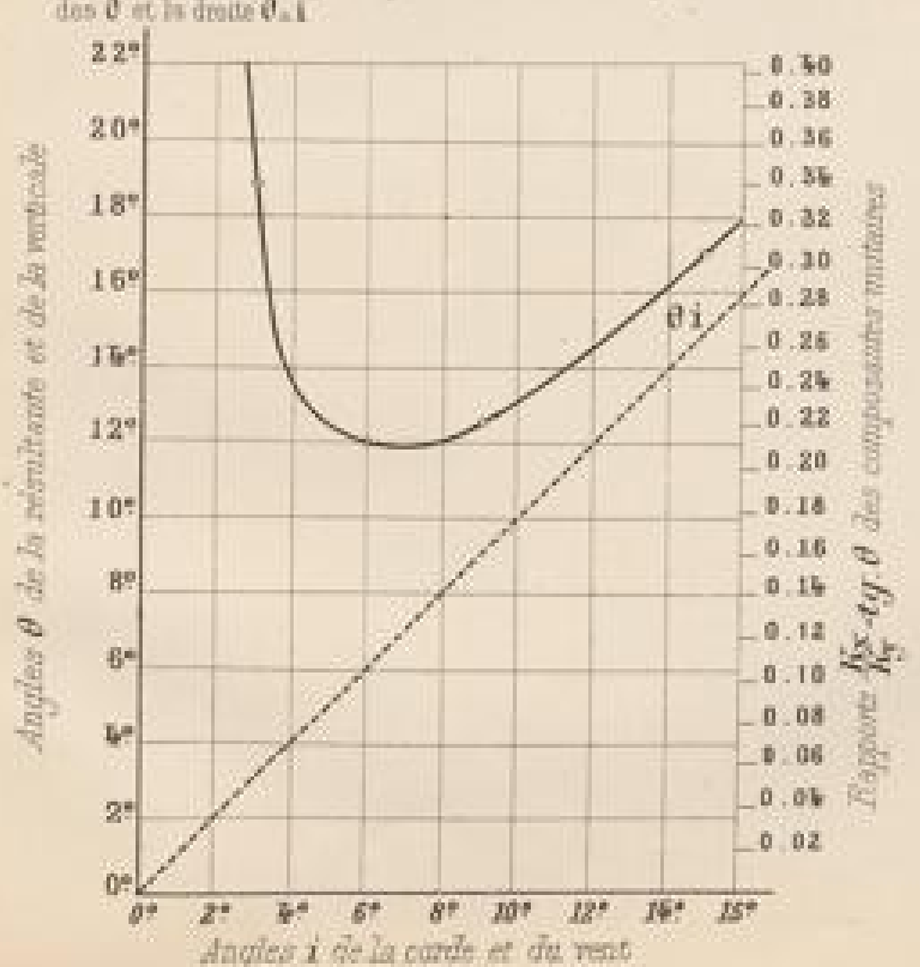


Direction des efforts unitaires

Angles θ de la résultante avec la verticale

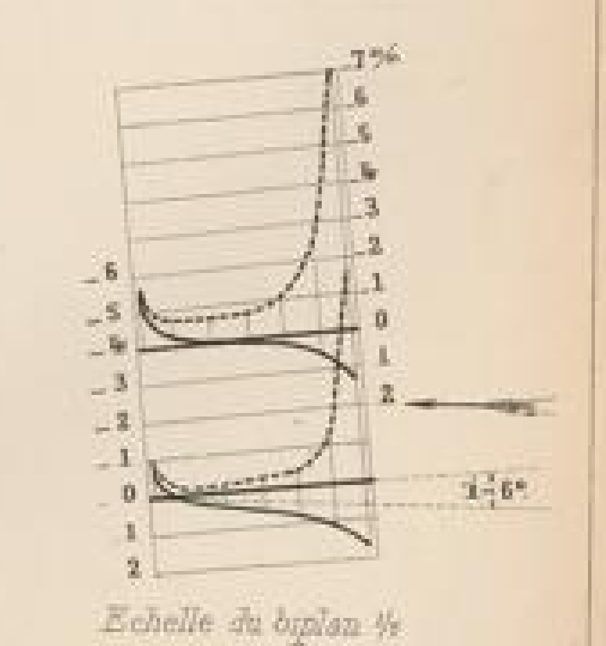
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires

L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ=i

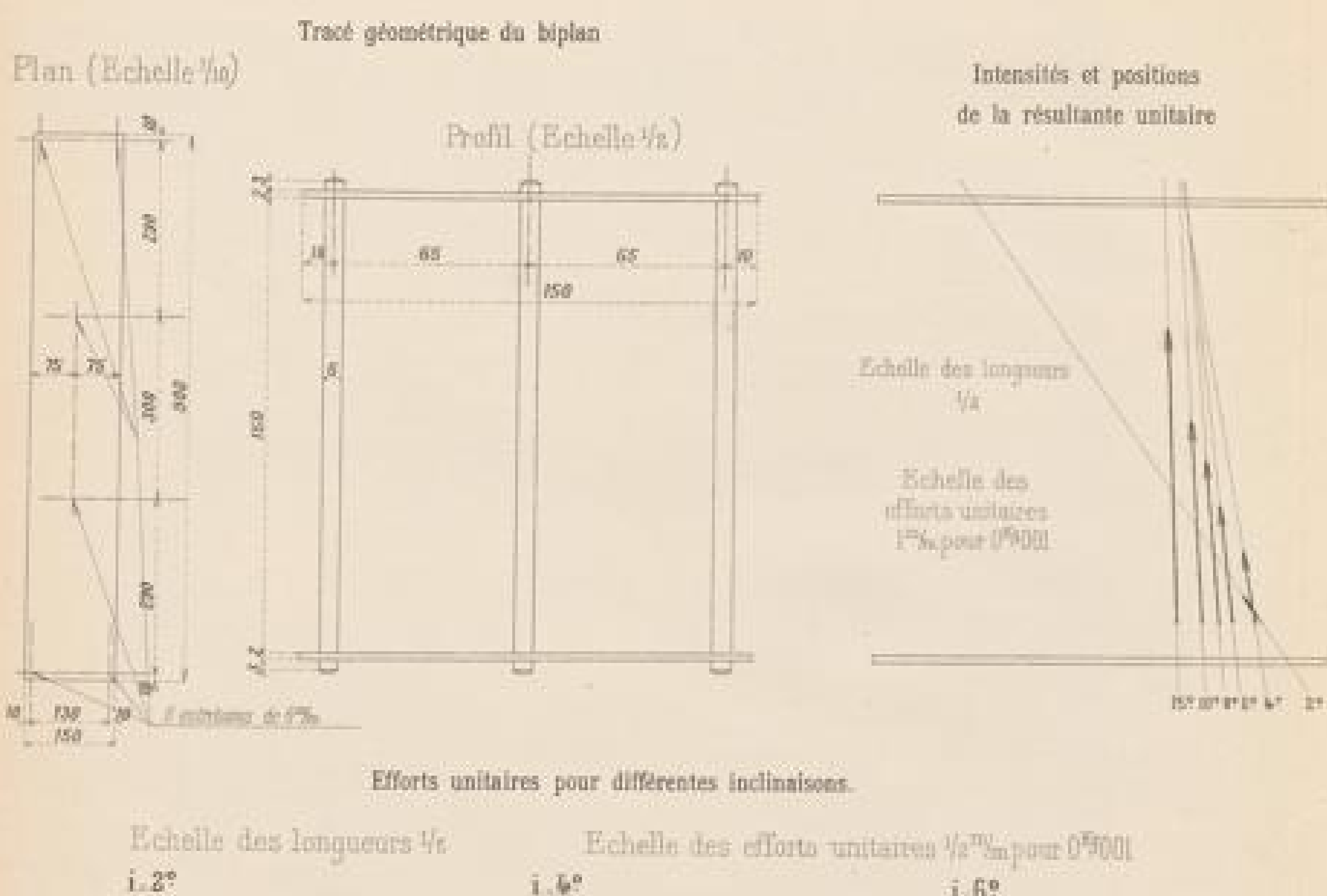


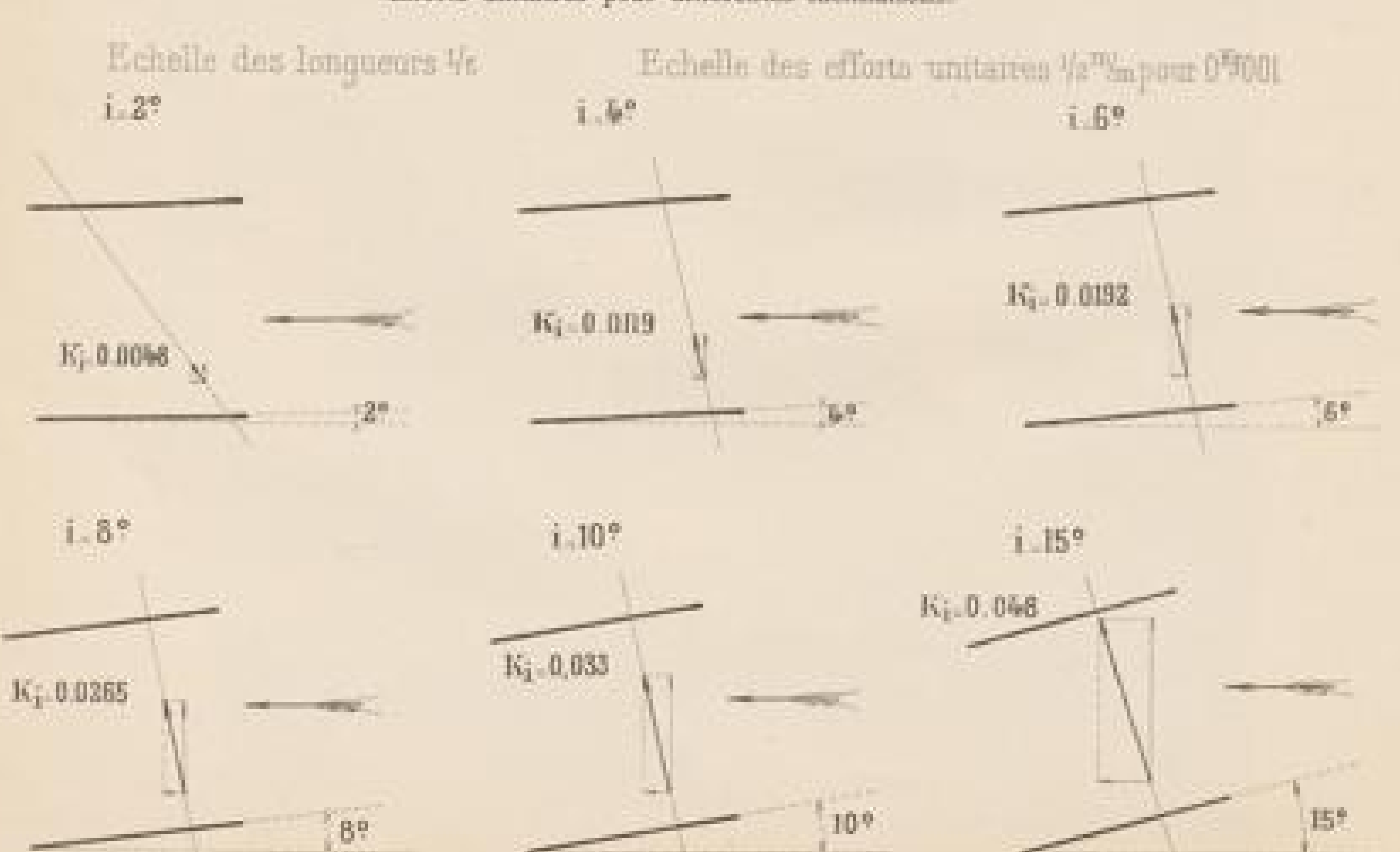
Répartition des pressions dans la section médiane pour i=6°

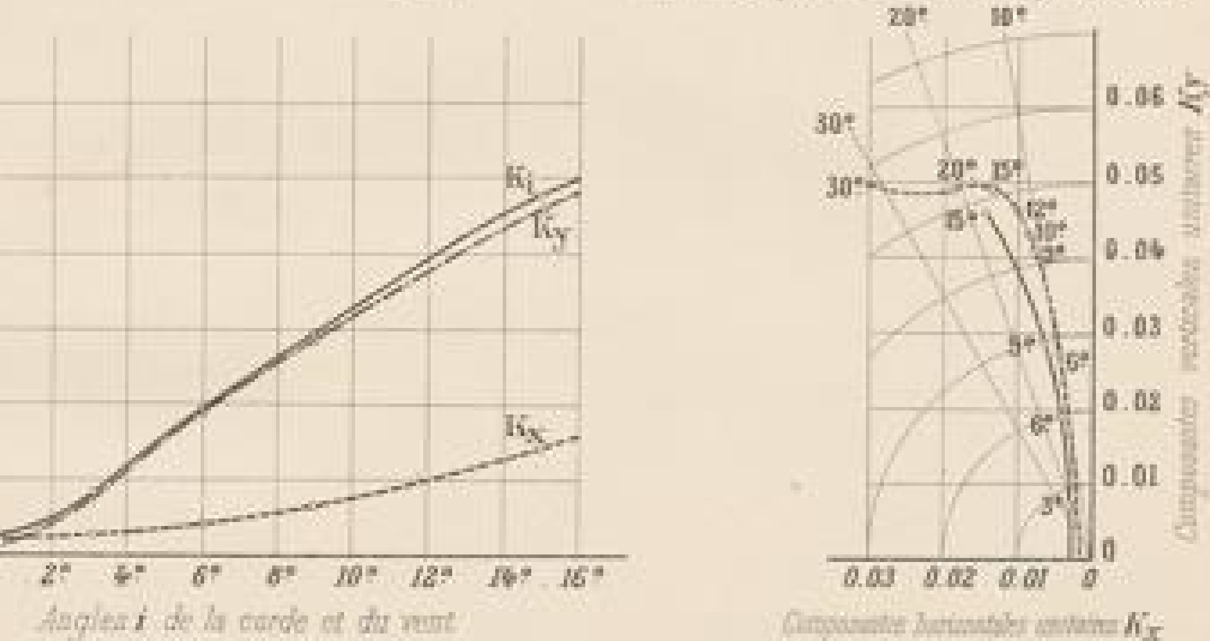
Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10m.s et exprimées en m.m. d'eau ou Kgs par mq.

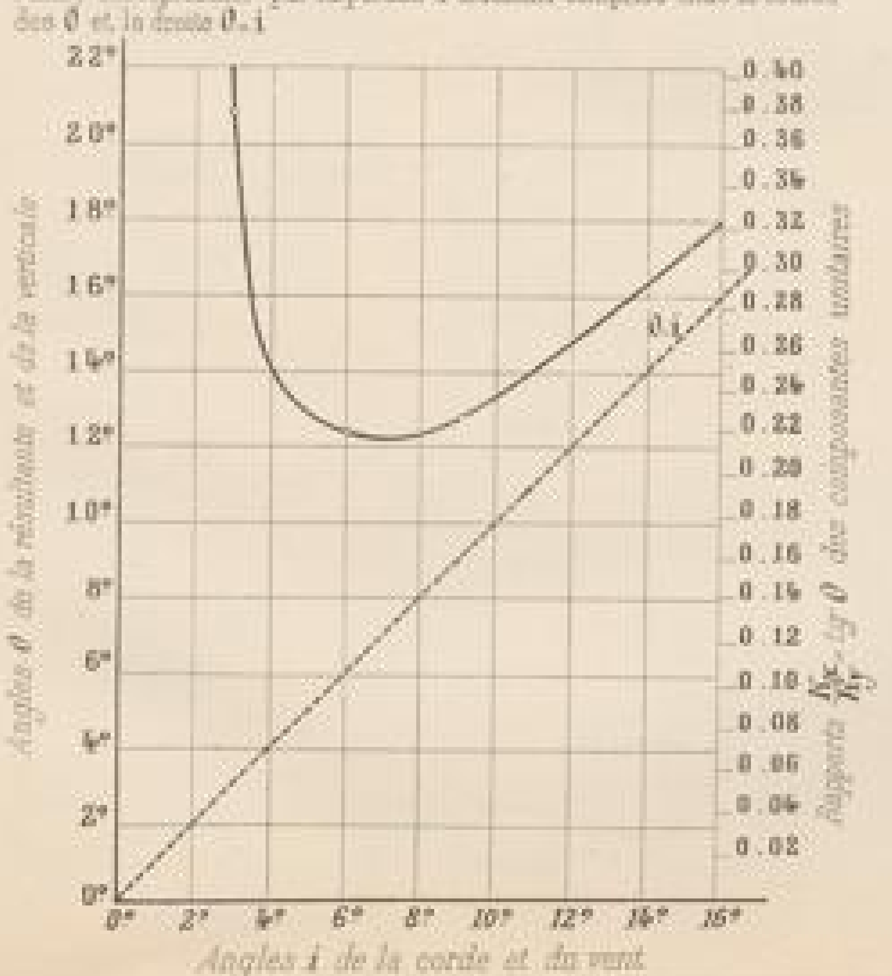


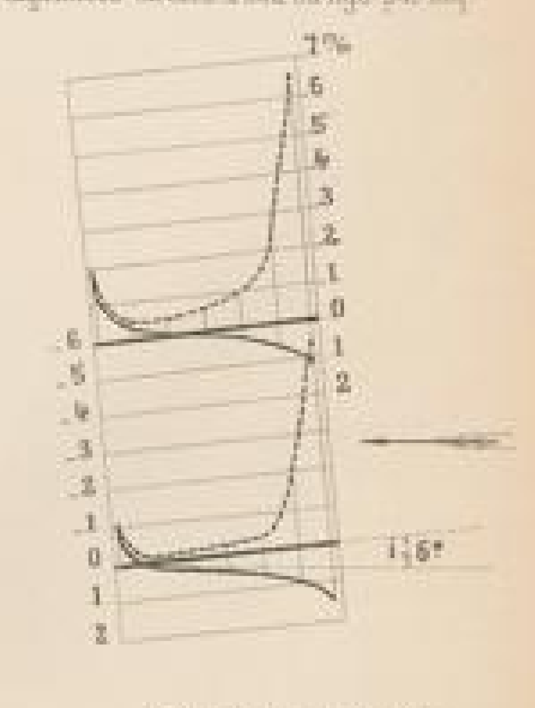
BIPLAN N° 2, FORMÉ DE 2 PLANS DE 90cm × 15cm ÉCARTÉS DE LEUR LARGEUR



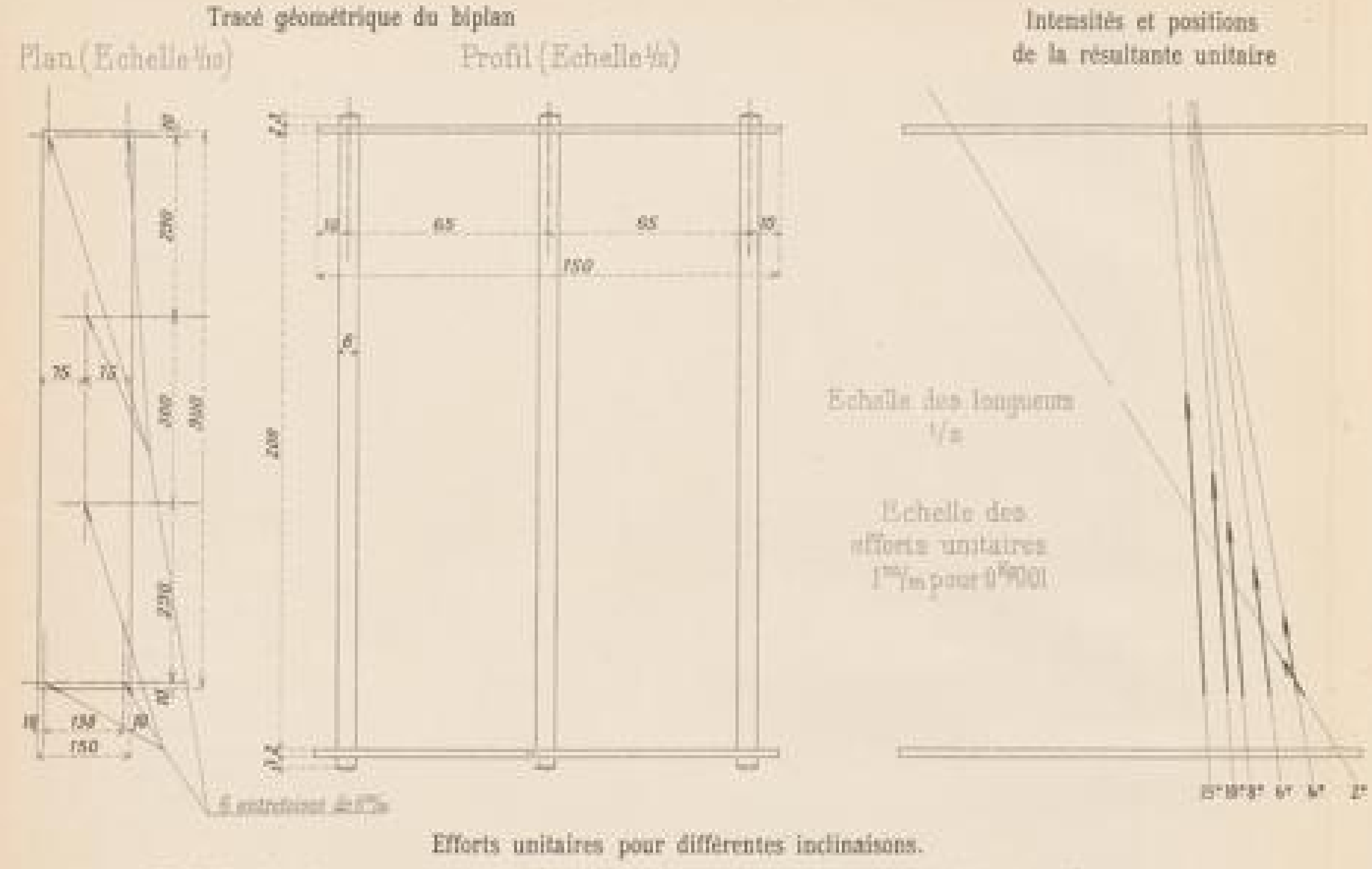


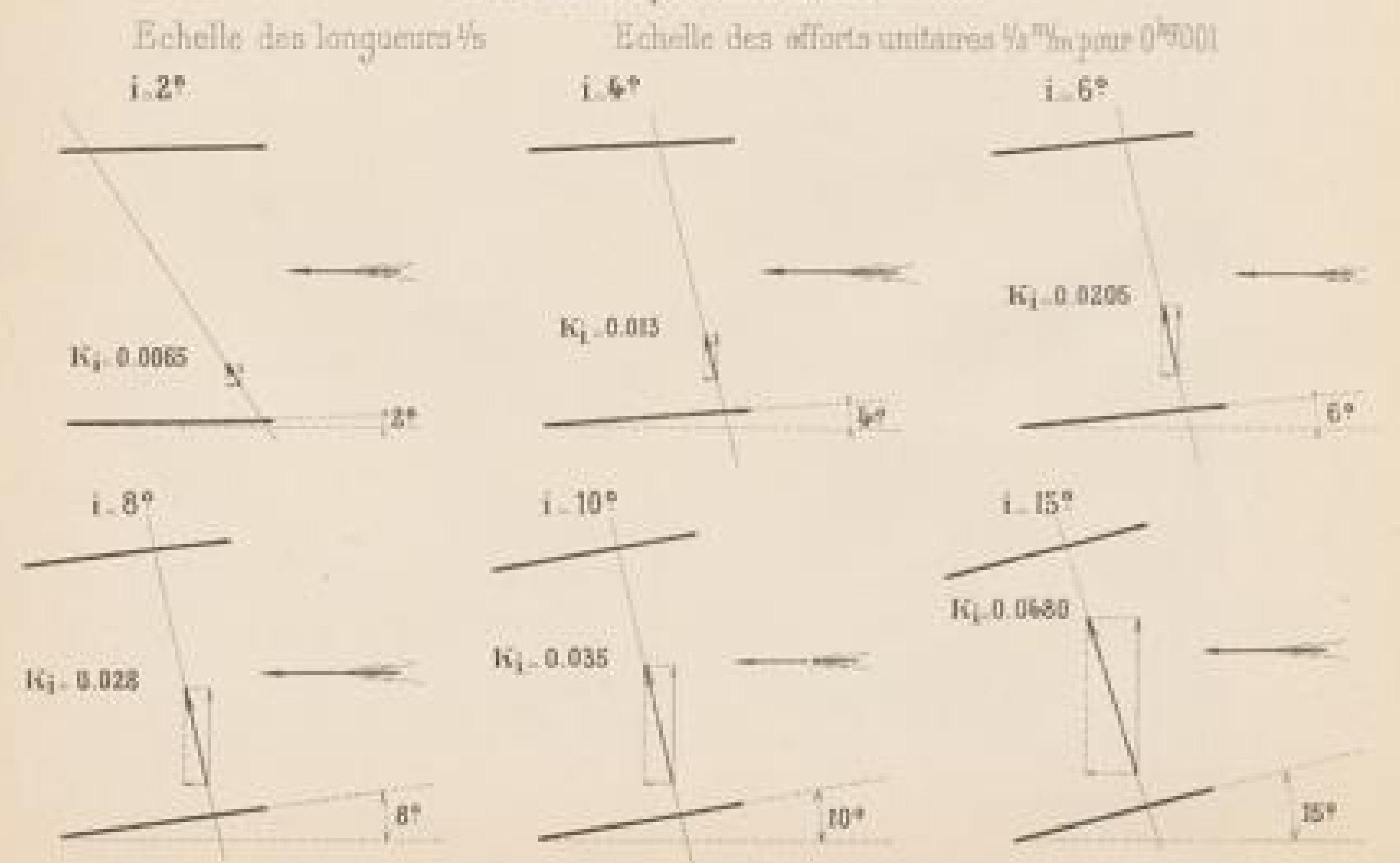






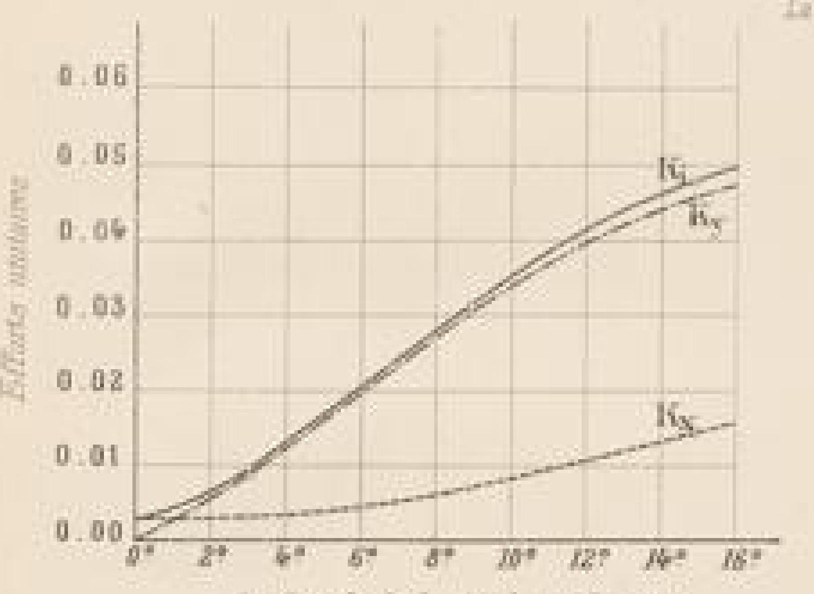
BIPLAN N° 3. FORMÉ DE 2 PLANS DE 90cm × 15cm ÉCARTÉS DES 4/3 DE LEUR LARGEUR



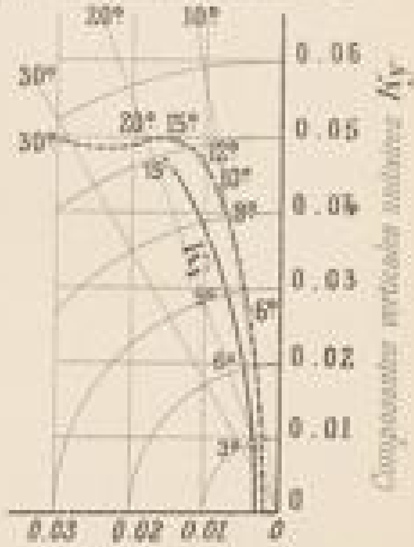


Grandeur des efforts unitaires

L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$





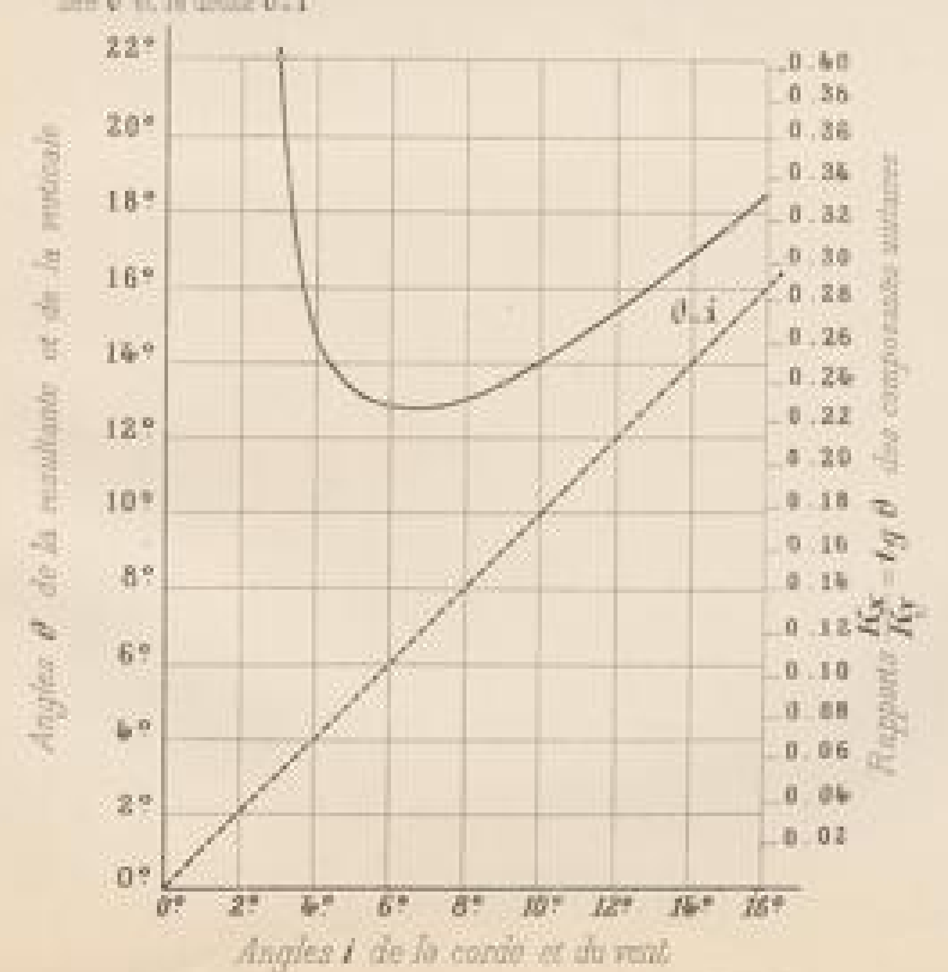


Direction des efforts unitaires

Angles θ de la résultante avec la verticale

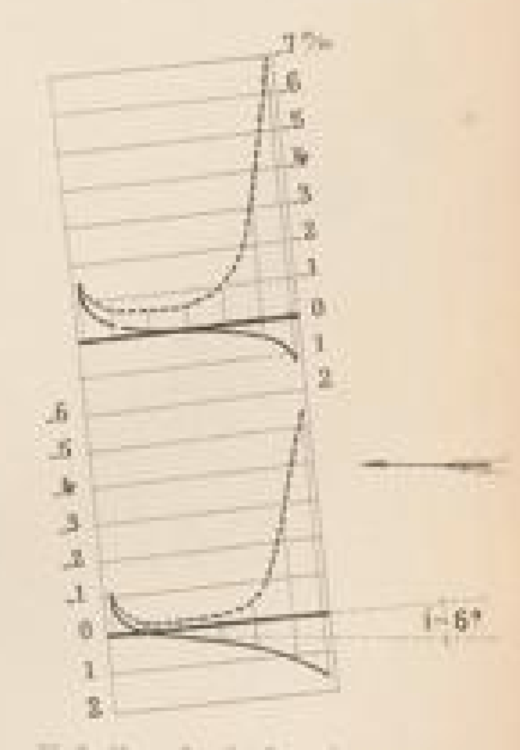
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires

L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ = i



Répartition des pressions dans la section médiane pour i = 6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10m.s et exprimées en mm d'eau ou Kgs par mq



BIPLAN N° 4, FORMÉ DE 2 SURFACES COURBES DE 90 c/m × 15 c/m (FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$) ÉCARTÉES DES 2/3 DE LEUR LARGEUR

Tracé géométrique du biplan

Plan (Echelle 1/10)

Profil (Echelle 1/2)

Intensités et positions de la résultante unitaire

Echelle des longueurs 1/2

Echelle des efforts unitaires 1 m/m pour 0 Kg.001

Efforts unitaires pour différentes inclinaisons.

Echelle des longueurs 1/5

Echelle des efforts unitaires 1/2 m/m pour 0 Kg.001

K_i = 0.0225 i = 0°

K_i = 0.0332 i = 3°

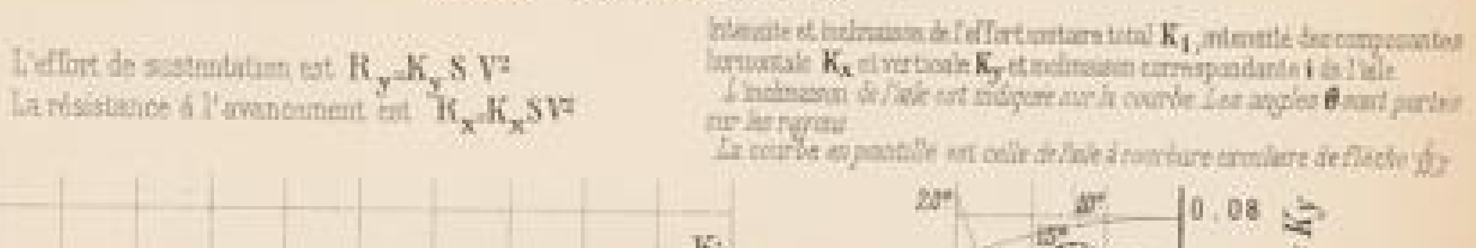
K_i = 0.044 i = 6°

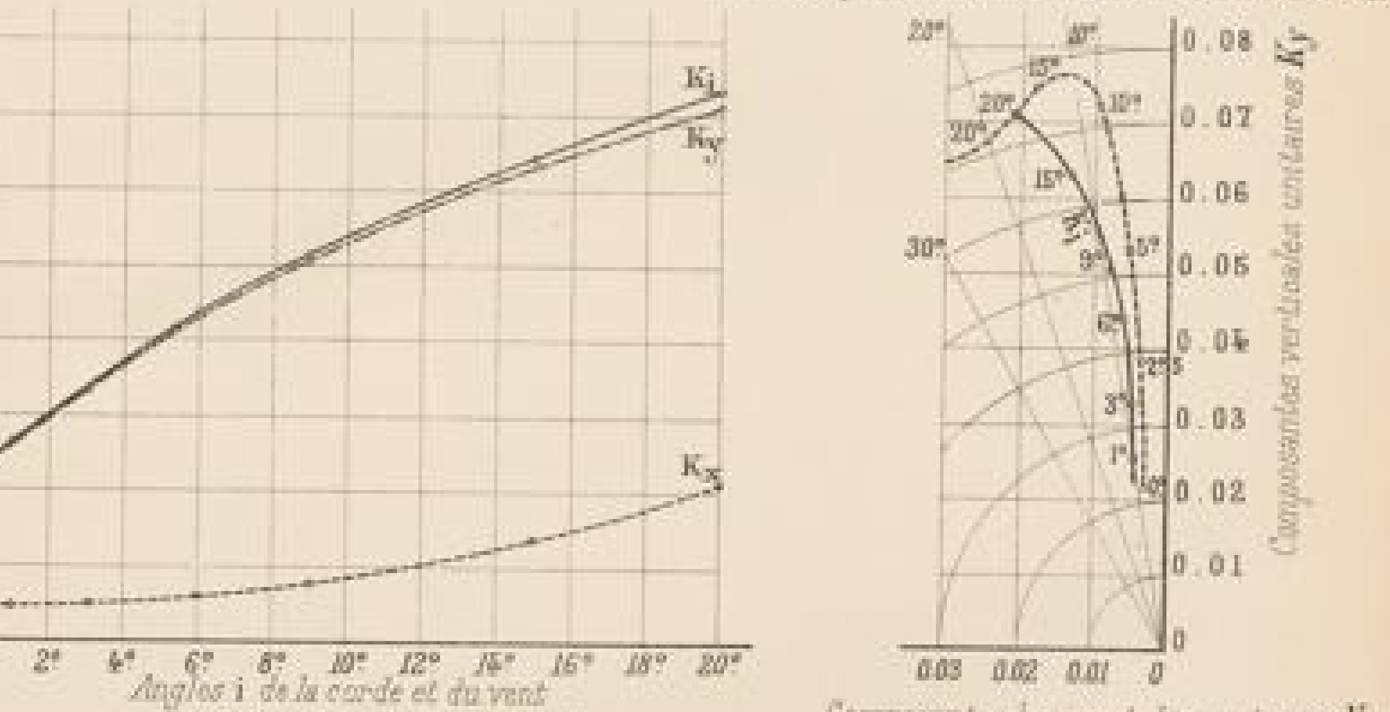
K_i = 0.0513 i = 9°

K_i = 0.0643 i = 15°

K_i = 0.0735 i = 20°







Composantes verticales unitaires K_y

Composantes horizontales unitaires K_x

Direction des efforts unitaires

Angles θ de la résultante avec la verticale

Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires

L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ = i

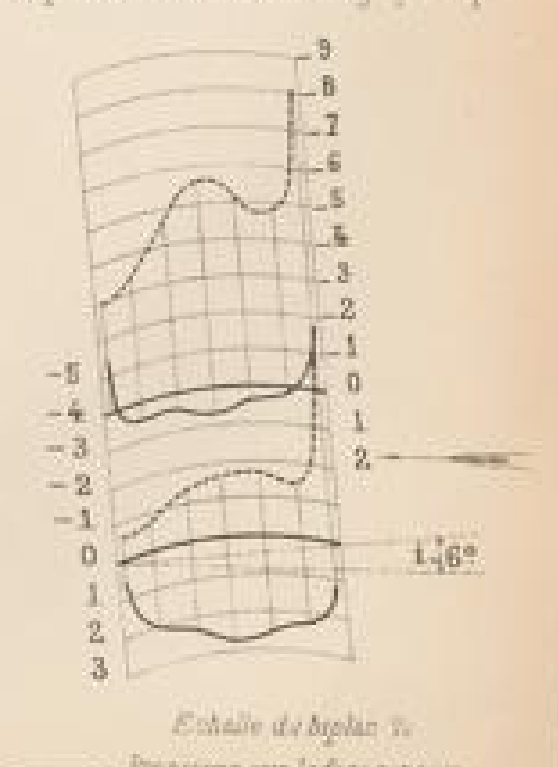
Angles θ de la résultante et de la verticale

Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ tg θ des composantes unitaires

Angles i de la corde et du vent

Répartition des pressions dans la section médiane pour i = 6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m/s et exprimées en m/m d'eau ou Kgs par m.q





BIPLAN N° 5, FORMÉ DE 2 SURFACES COURBES DE $90^{cm} \times 15^{cm}$ (FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$) ÉCARTÉES DE LEUR LARGEUR

Tracé géométrique du biplan

Plan (Echelle 1/10) Profil (Echelle 1/2)

Intensités et positions de la résultante unitaire

Echelle des longueurs 1/2 Echelle des efforts unitaires 1mm pour 0Kg001

Efforts unitaires pour différentes inclinaisons.

Echelle des longueurs 1/5 Echelle des efforts unitaires 1/2 mm pour 0Kg001

i = 0° K_i = 0.0218

i = 3° K_i = 0.0337

i = 6° K_i = 0.0445

i = 9° K_i = 0.0520

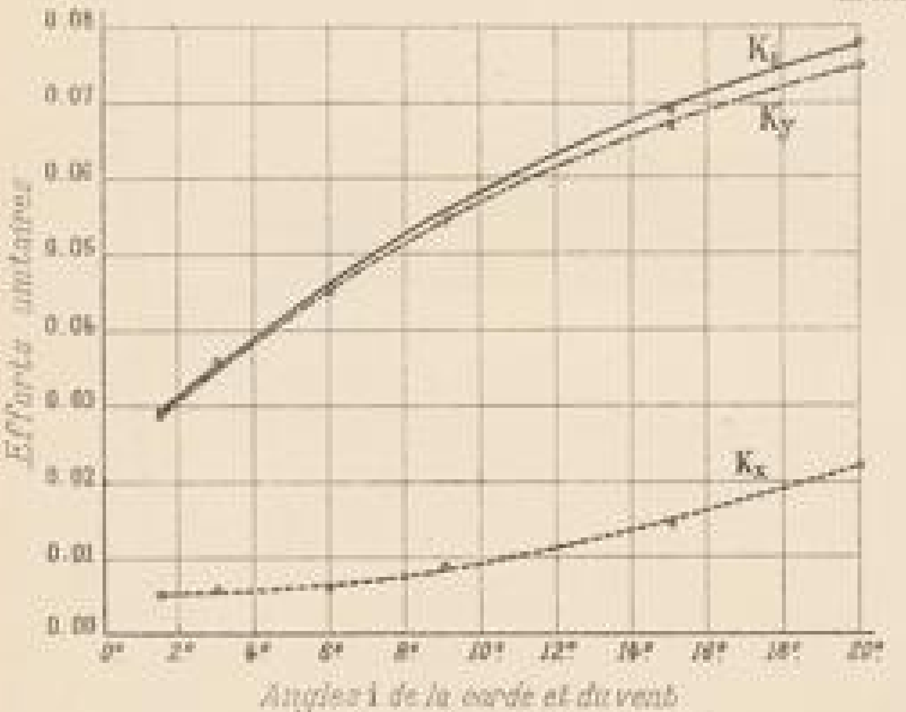
i = 15° K_i = 0.0685

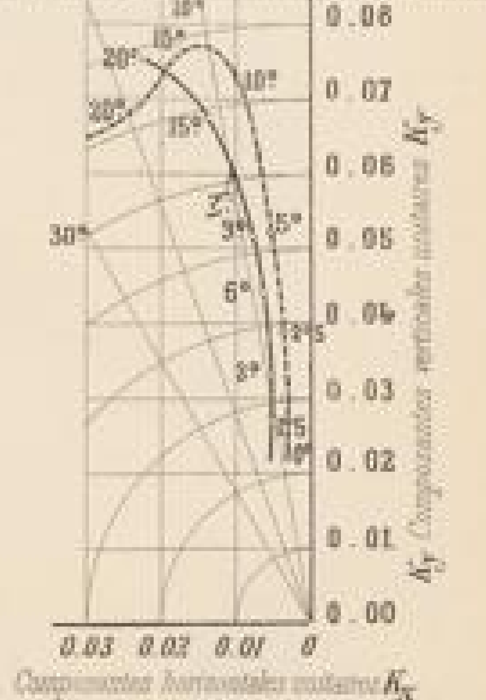
i = 20° K_i = 0.0778

Grandeur des efforts unitaires

L'effort de sustentation est $R_y = K_y S V^2$
La résistance à l'avancement est $R_x = K_x S V^2$


Intensité et inclinaison de l'effort unitaire total K_i, intensité des composantes horizontale K_x et verticale K_y et inclinaison correspondante i de l'aile.
L'inclinaison de l'aile est indiquée sur la courbe. Les angles θ sont portés sur les rayons.
La courbe en pointillé est celle de l'aile à courbure circulaire de flèche 1/13

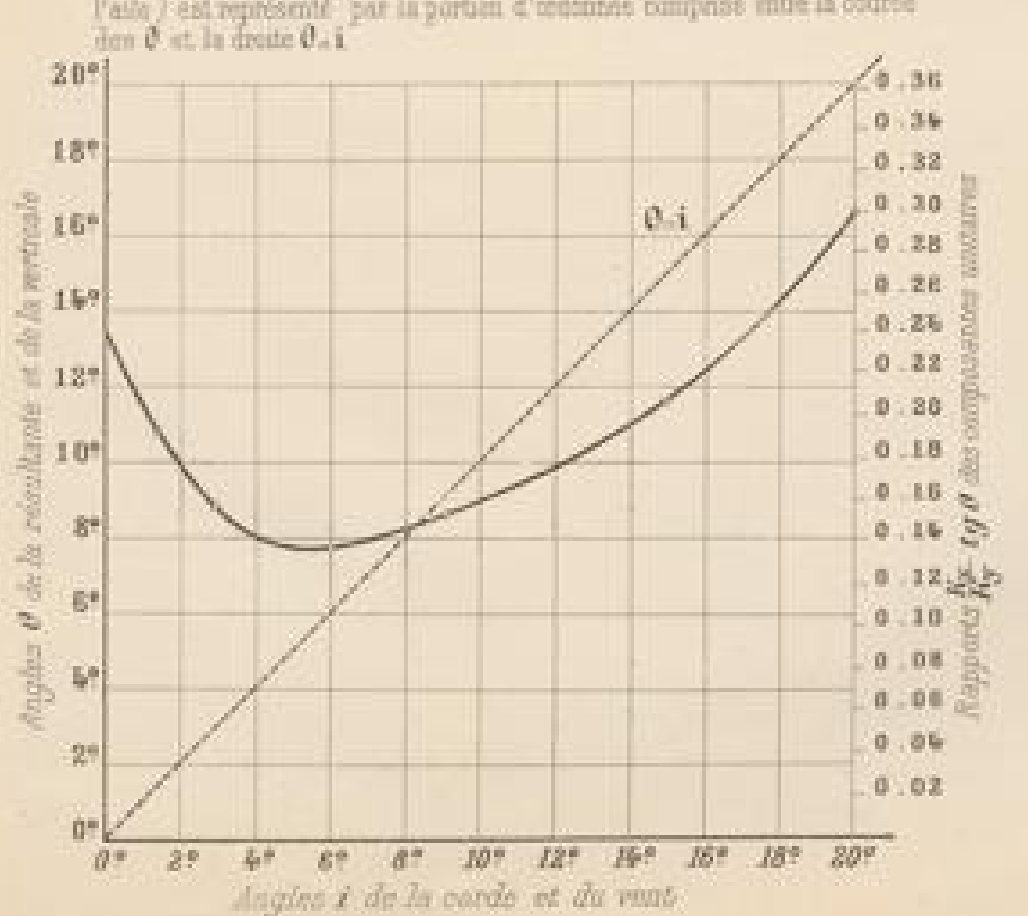




Direction des efforts unitaires

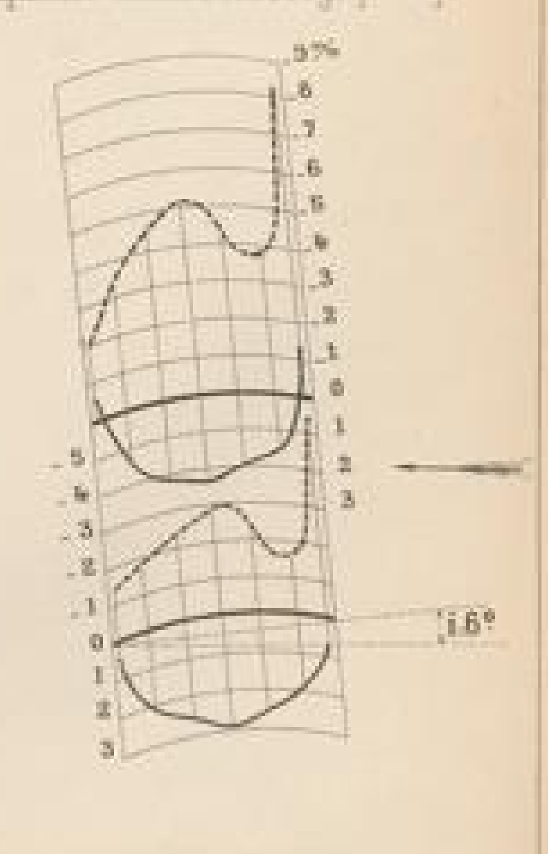
Angles θ de la résultante avec la verticale
Rapports $\frac{K_x}{K_y}$ des composantes unitaires

L'angle θ-i (angle de la résultante avec la normale à la corde qui sous-tend l'aile) est représenté par la portion d'ordonnée comprise entre la courbe des θ et la droite θ = i

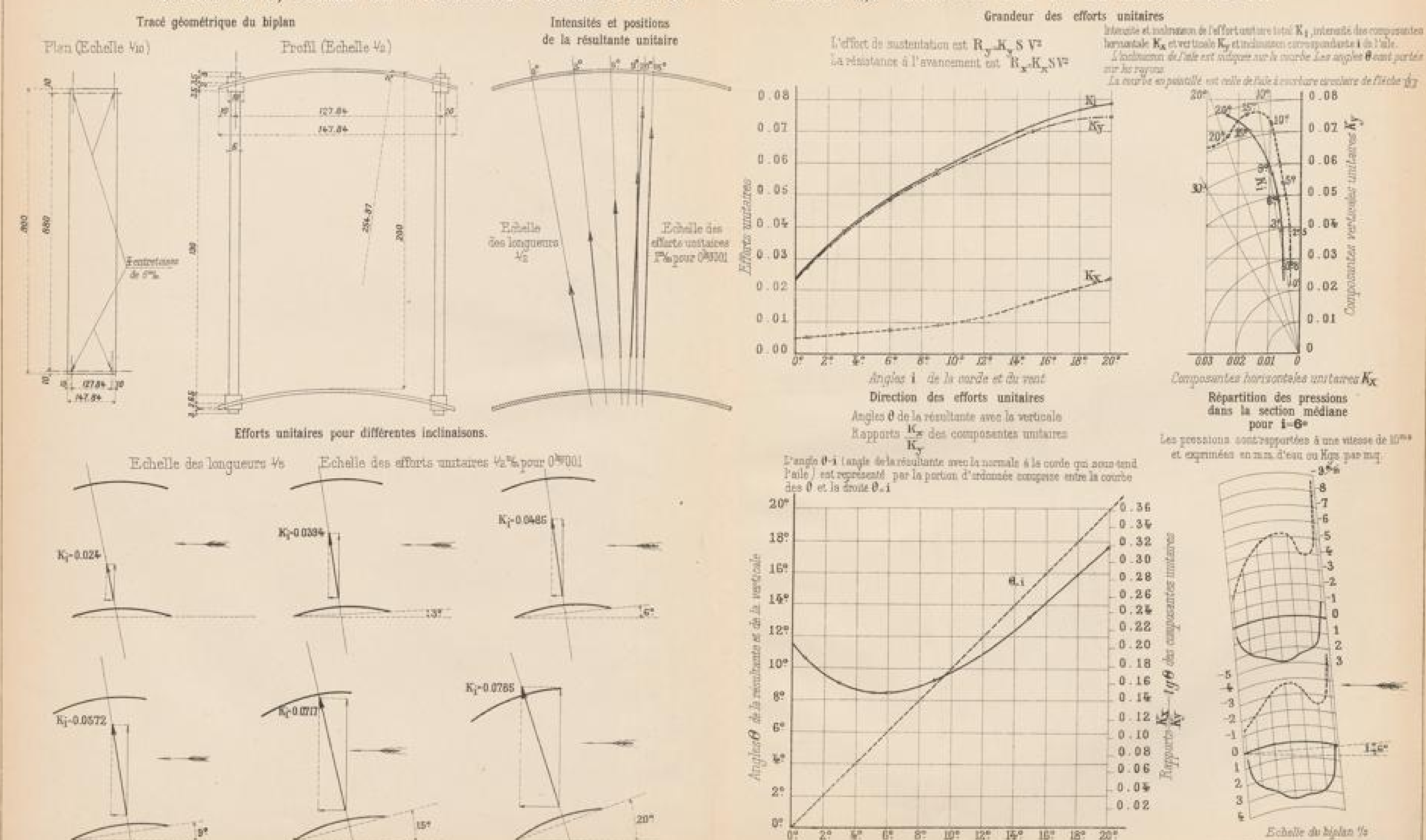


Répartition des pressions dans la section médiane pour i = 6°

Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10m/s et exprimées en mm d'eau ou Kgs par mq.


BIPLAN N° 6, FORMÉ DE 2 SURFACES COURBES DE 90c/m×15c/m (FLÈCHE 1/13,5) ÉCARTÉES DES 4/3 DE LEUR LARGEUR



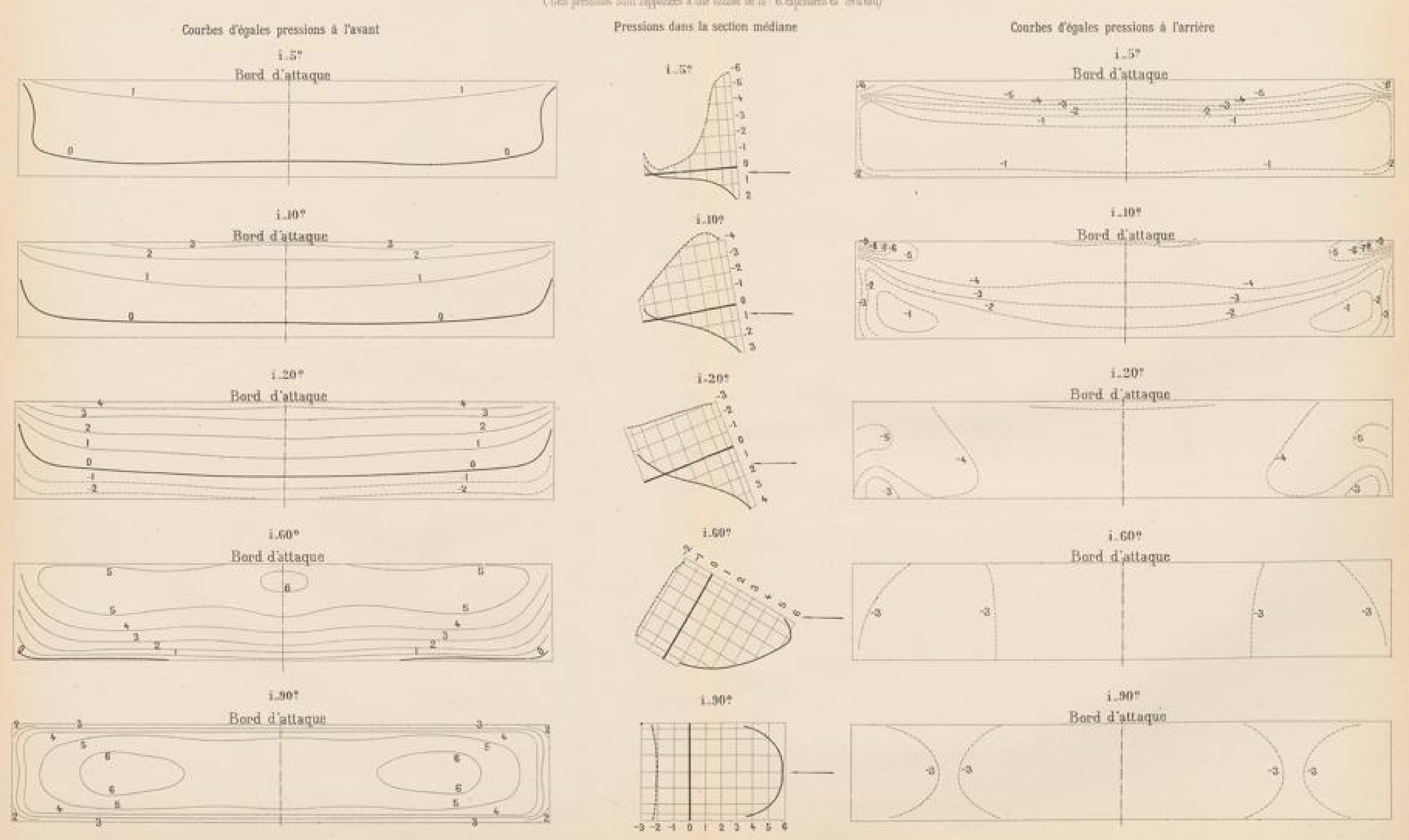
RÉPARTITION DES PRESSIONS SUR DES PLAQUES CARRÉES

Pour l'angle de 90° les observations ont été faites sur une plaque de 25×25 cm.
et pour toutes les autres inclinaisons sur une plaque de 50×50 cm.
Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10 m. s. et exprimées en m/m d'eau ou Kg par m²



RÉPARTITION DES PRESSIONS SUR LA PLAQUE RECTANGULAIRE DE 85cm × 15cm

(Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10^m et exprimées en $^m/_m$ d'eau)



RÉPARTITION DES PRESSIONS SUR LA PLAQUE COURBE DE $90^{cm} \times 15^{cm}$ (FLÈCHE $\frac{1}{13,5}$)

(Les pressions sont rapportées à une vitesse de 10^m et exprimées en $^m/_m$ d'eau)

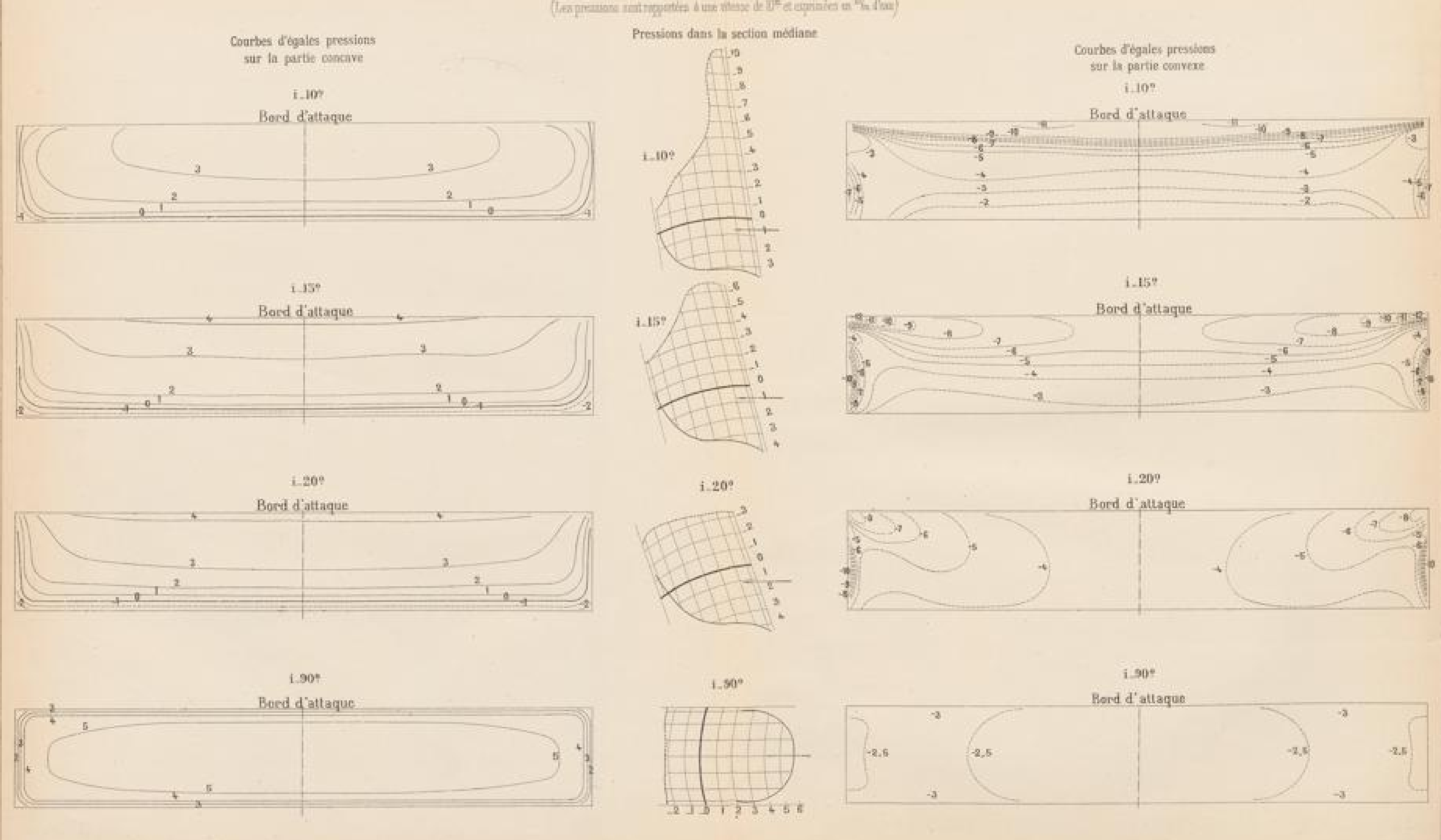



TABLEAU DES COURBES POLAIRES DES AILES ÉTUDIÉES



ABAQUES



reliant le poids Q, la surface sustentatrice S, la surface nuisible S', la puissance utile P, la vitesse V, et la forme et l'inclinaison de l'aile

Premier abaque (dans l'hypothèse de $K_y = 0,059$ et $\frac{K_x}{K_y} = 0,10$)

Le premier abaque, constitué par la partie du tracé placée au-dessus de la droite *A*, est établi en admettant les coefficients de l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$ inclinée à 6° ($K_y = 0,059$, $\frac{K_x}{K_y} = 0,10$). Ces coefficients, qui représentent une forte sustentation et une faible résistance à l'avancement, correspondent aux ailes d'un aéroplane établi dans de bonnes conditions.

L'abaque donne les valeurs corrélatives que peuvent alors prendre le poids *Q* de l'appareil, la puissance utile *P*, la surface sustentatrice *S*, la surface nuisible *S'* et la vitesse *V*. Ces valeurs se lisent sur les échelles. La même échelle sert aux puissances et aux surfaces sustentatrices. L'échelle de la vitesse est double; l'échelle de gauche est formée de droites parallèles dont l'intersection avec les courbes correspondant aux surfaces nuisibles représente un couple de valeurs de *V* et *S*.

L'usage de l'abaque est basé sur la règle suivante : une droite quelconque coupant le tracé donne des valeurs corrélatives de *Q*, *P*, *S'* et *V* (échelle de gauche) ou bien les valeurs corrélatives de *Q*, *S* et *V* (échelle de droite).

EXEMPLE : La puissance nécessaire pour enlever un poids de 800 *kg* et obtenir une vitesse de 80 *km*, la surface nuisible étant 1 *mq*, est donné par la droite *D*, qui joint le point 800 *kg* au point de rencontre de la courbe correspondant à la surface nuisible avec la droite correspondant à la vitesse (échelle de gauche) : on lit 36 *ch*. — La droite D_1 joignant le point 800 *kg* à la vitesse de 80 *km* (échelle de droite) montre que la surface sustentatrice devrait être alors de 25 *mq*.

Deuxième abaque (cas général)

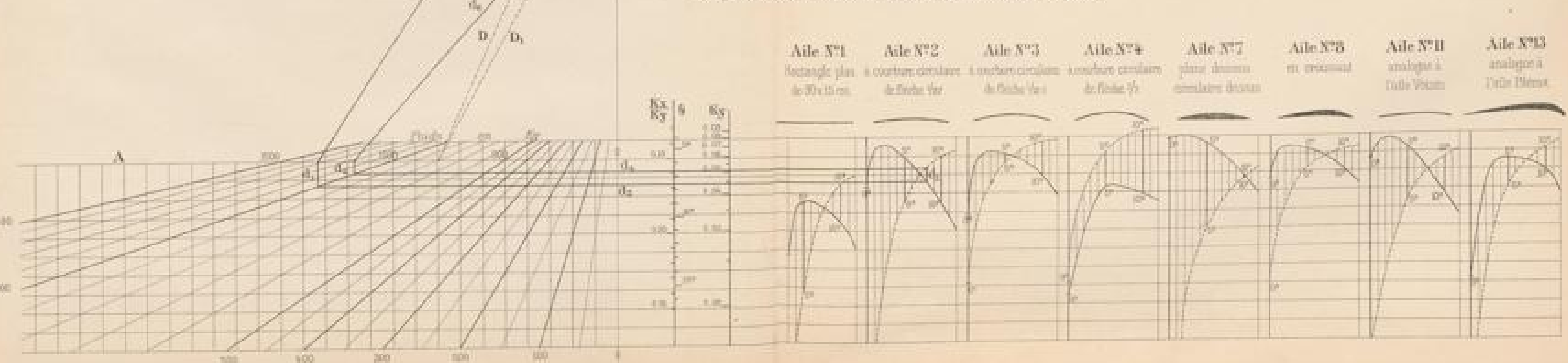
Outre les cinq variables *Q*, *S*, *S'*, *P*, *V*, cet abaque fait intervenir la forme et l'inclinaison de l'aile. Il est constitué par le tracé entier de la planche.

Les échelles de *P*, *S*, *S'*, *V* sont les mêmes que dans le cas précédent; mais les *Q* se lisent sur les obliques passant par l'échelle primitive *A*, et cette droite *A* ne sert plus qu'au tracé que nous allons indiquer. Des échelles donnent K_y et $\frac{K_x}{K_y}$. Les diagrammes placés au bas du dessin, et qui correspondent aux ailes étudiées qui nous ont paru les plus caractéristiques, portent l'indication des angles d'incidence de l'aile.

Les valeurs corrélatives des variables sont données par une ligne brisée telle que la ligne $d\,d_1 \ldots d_7$, où d_1, d_3 et d_5 sont des verticales, et d_2 et d_4 des horizontales. Cette ligne donne successivement les valeurs de *V*, *S'*, *P*, *Q*, $\frac{K_x}{K_y}$, aile, inclinaison *i* de l'aile (si l'on suit les variables dans ce sens, il faut partir de la courbe en trait plein; sinon, de la courbe pointillée) puis K_y, *Q*, *S*, *V*.

Les lignes horizontales et verticales du bas de la feuille, et les verticales correspondant aux inclinaisons des ailes, dispensent de tracer cinq de ces droites. Il suffit donc de tracer les deux droites *d* et d_6 pour avoir un ensemble de 9 indications qui se correspondent.

EXEMPLE : On voit par le tracé $d\,d_1 \ldots d_6$ que l'aile à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{27}$ inclinée à 8° ($K_y = 0,051$, $\frac{K_x}{K_y} = 0,13$) ayant une surface sustentatrice de 29 *mq* et une surface nuisible de 1,5 *mq*, transporte un poids de 1000 *kg* avec une puissance de 66 *ch* à une vitesse de 90 *km*.



COMPLÉMENT

DE LA PREMIÈRE ÉDITION

DE

LA RÉSISTANCE DE L'AIR

ET L'AVIATION

EXPÉRIENCES

EFFECTUÉES AU LABORATOIRE DU CHAMP-DE-MARS

PAR

G. EIFFEL

ANCIEN PRÉSIDENT DE LA SOCIÉTÉ DES INGENIEURS CIVILS DE FRANCE



PARIS

H. DUNOD ET E. PINAT, ÉDITEURS

47 ET 49, QUAI DES GRANDS-AUGUSTINS

1911

COMPLÉMENT

DE LA PREMIÈRE ÉDITION

DE

LA RÉSISTANCE DE L'AIR

ET L'AVIATION

EXPÉRIENCES

EFFECTUÉES AU LABORATOIRE DU CHAMP-DE-MARS

COMPLÉMENT

DE LA PREMIÈRE ÉDITION

DE

LA RÉSISTANCE DE L'AIR

ET L'AVIATION

EXPÉRIENCES

EFFECTUÉES AU LABORATOIRE DU CHAMP-DE-MARS

PAR

G. EIFFEL

ANCIEN PRÉSIDENT DE LA SOCIÉTÉ DES INGÉNIEURS CIVILS DE FRANCE



PARIS

H. DUNOD ET E. PINAT, ÉDITEURS

47 ET 49, QUAI DES GRANDS-AUGUSTINS

—

1911

TABLE DES MATIÈRES

LA RÉSISTANCE DE L'AIR
ET L'AVIATION

COMPLÉMENT

REMARQUES PRÉLIMINAIRES

Le présent fascicule est le complément de mon volume *La Résistance de l'Air et l'Aviation*; il contient les résultats que j'ai obtenus depuis la rédaction de ce dernier ouvrage. L'ensemble de ces deux publications donne l'exposé de toutes les recherches qui auront été faites au laboratoire du Champ-de-Mars (août 1909 à août 1911). Ce laboratoire a en effet cessé d'exister : il sera remplacé par un nouveau, que j'installe rue Boileau, à Auteuil, avec un matériel beaucoup plus puissant, et qui doit fonctionner dès le début de 1912. En tenant compte des expériences faites à la Tour Eiffel avec un appareil à chute libre (1902-1906), mes études sur l'aérodynamique vont donc entrer dans une troisième étape.

Mais avant d'exposer mes plus récentes expériences, on me permettra de présenter quelques observations à propos des résultats antérieurement acquis.

L'un des plus inattendus a été la forte augmentation de la résistance d'une plaque carrée inclinée à 37° sur la direction du vent, résistance qui surpasse alors de près de 50 p. 100 celle qu'éprouvait la même plaque placée normalement.

Un résultat analogue a été constaté au laboratoire de Göttingen qui a publié à ce sujet de nombreux diagrammes, mais je crois avoir été le premier à observer ce phénomène. En effet, dans des expériences que

j'ai faites aux mois d'avril et mai 1909, avec un appareil dont l'usage m'avait été concédé, et où j'exposais une plaque de 30×30 *cm* devant une buse carrée de 70 *cm* de côté par laquelle était expulsé, à une vitesse de 20 à 30 *m/sec*, l'air soufflé par un ventilateur, j'ai constaté (6 et 10 avril et 27 mai) que le rapport de la résistance offerte par cette plaque inclinée à la résistance offerte par la même plaque normale, pouvait excéder notablement l'unité et atteignait, en particulier, la valeur de 1,38 pour l'inclinaison de 37°. Comme l'usage de l'appareil employé ne m'était concédé que sous certaines réserves de publication, je ne crus pas devoir à ce moment communiquer les résultats de mes expériences, mais les carnets d'observations font foi que c'est à ces dates que furent faites les mesures relatives à cette plaque carrée. J'ai donc toutes raisons de revendiquer la priorité de cette observation.

J'ai retrouvé cette particularité en étudiant à mon laboratoire du Champ-de-Mars la répartition des pressions sur une plaque de 50×50 *cm*, en septembre 1909, et je l'ai signalée pages 123 et 124 de mon ouvrage *La Résistance de l'Air*, qui a paru dans les premiers mois de 1910. Un appareil spécial, décrit pages 45 et 46, m'a permis de le mettre immédiatement en évidence sur une plaque de 20×20 *cm*. Depuis, j'ai reconnu que c'est un phénomène constant pour toutes nos plaques carrées, planes ou courbes.

Ces résultats ont été, dans leur ensemble, confirmés par les observations faites au laboratoire de Göttingen.

J'ai déjà dit que l'appareil de chute qui m'avait servi dans mes expériences à l'air libre, à la Tour Eiffel en 1906, ne m'avait pas fourni des résultats aussi nets, car il se prêtait difficilement à l'étude des plans inclinés et, d'autre part, j'avais cru pouvoir me contenter de faire une expérience à 30° et une autre à 45°; l'anomalie qui se produit entre ces deux limites m'avait donc échappé.

J'avais déduit des expériences faites en chute libre sur une plaque carrée une formule pratique, qui avait l'avantage d'être facile à retenir de mémoire et qui était d'un emploi commode, mais qui n'avait pas la prétention de représenter rigoureusement le phénomène ; cette formule était :

$$\frac{K_i}{K_{90}} = \frac{i^\circ}{30} \text{ pour les angles inférieurs à } 30^\circ.$$

K_i et K_{90} étant les résistances unitaires de la plaque inclinée à l'angle $i°$ et de la plaque normale. J'ai eu le regret de voir employer par différents auteurs et sous mon nom, pour des surfaces quelconques même courbes, cette formule que je n'avais indiquée que pour les seuls plans carrés.

En fait, toutes les formules données pour les plans carrés ne sont pas d'une grande utilité, car ce genre de surface ne se rencontre que très rarement dans les applications. En aviation, en particulier, on utilise surtout des plans allongés. Mes expériences faites au laboratoire du Champ-de-Mars m'ont permis de déterminer les lois générales de variation de la poussée en fonction de l'incidence i et de l'allongement n, ce dernier étant le rapport de l'envergure à la profondeur. Ces lois sont représentées par le diagramme de la page 44.

J'en ai déduit, pour les petites incidences allant jusqu'à 10° et pour des allongements compris entre 1 et 9, la formule pratique, relative aux surfaces planes :

$$\frac{K_i}{K_{90}} = \left(3,2 + \frac{n}{2}\right) \frac{i°}{100}.$$

En particulier :

pour le plan carré ($n = 1$) . . . . $\frac{K_i}{K_{90}} = 0,037\ i°$ (1)

pour le rectangle d'allongement $n = 6$. $\frac{K_i}{K_{90}} = 0,062\ i°$.

Mais ce rapport $\frac{K_i}{K_{90}}$ qui a été usité fréquemment jusqu'à présent pour représenter les variations de la résistance sur les plans obliques, n'a guère de raison d'être quand il s'agit de surfaces utilisées en aviation, pour lesquelles il importe surtout de connaître les deux composantes verticale et horizontale de la réaction de l'air. La première est appelée *sustentation* ou *poussée* et nous la désignerons par R_y ; la deuxième est la *résistance à l'avancement* qu'on appelle souvent, pour abréger, *traînée*; nous la désignerons par R_x. Mais il est souvent plus

(1) La formule déduite des expériences de chute :

$$\frac{K_i}{K_{90}} = \frac{i°}{30°} = 0,033\ i°$$

était, pour les petits angles, la plus exacte de celles données jusqu'alors

commode pour les applications d'envisager les valeurs unitaires K_y et K_x de ces composantes, définies par :

$$K_y = \frac{R_y}{SV^2}, \qquad K_x = \frac{R_x}{SV^2}.$$

Pour une forme déterminée de surface, K_y et K_x sont fonctions seulement de l'orientation de cette surface et c'est leur détermination expérimentale, dans chaque cas particulier, qui a fait l'objet de presque toutes nos recherches.

Parmi tous les modes de représentation possibles, celui qui consiste à prendre pour coordonnées K_x et K_y nous a paru particulièrement commode. Nous lui avons donné le nom de *diagramme polaire*, parce que les rayons vecteurs issus de l'origine représentent dans ce diagramme les résultantes K_i, et les angles de ces vecteurs avec l'axe des ordonnées, les angles θ de ces résultantes avec la verticale. Enfin, en inscrivant en différents points de la courbe les inclinaisons i correspondantes, cette seule et même courbe représente les variations simultanées des cinq quantités : K_x, K_y, K_i, i et θ. On sait que $\operatorname{tg} \theta$ représente le rapport très important et presque caractéristique d'une aile $\frac{K_x}{K_y}$ ou $\frac{R_x}{R_y}$ entre la résistance à l'avancement et la sustentation ou, en d'autres termes, entre la traînée et la poussée. Dans le complément actuel, nous nous servirons presque uniquement de cette représentation.

Les nouvelles recherches qui font l'objet du présent fascicule comportent les études suivantes :

Dans le chapitre I :

§ 1. — Surfaces de différents allongements à courbure circulaire de flèches $\frac{1}{13,5}$ et $\frac{1}{7}$;

§ 2. — Variations de la résistance avec l'épaisseur de l'aile;

§ 3. — Ailes relevées à l'arrière;

§ 4. — Ailes dont l'incidence varie depuis le milieu jusqu'aux bords latéraux;

§ 5. — Biplans décalés et surfaces en tandem ;
§ 6. — Multiplans ou surfaces en lames de persienne ;
§ 7. — Modèles d'appareils Balsan, Tatin, Farman, etc. ;
§ 8. — Essais divers.

Dans le chapitre II, nous présentons nos premières études sur les hélices.

§ 1. — Mode d'expérience ;
§ 2. — Méthode pour représenter le fonctionnement des hélices ;
§ 3. — Résultats.

CHAPITRE I

§ 1. — Surfaces obliques de différents allongements.

A la page 44 de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, nous avons donné le diagramme des rapports $\frac{K_i}{K_{90}}$ pour les rectangles plans inclinés de différents allongements. Nous avons entrepris la même étude avec des plaques de mêmes allongements, mais à courbures circulaires de flèches $\frac{1}{1,35}$ et $\frac{1}{7}$.

Poussées.

Quand la plaque est courbe, les effets sont analogues à ceux des plaques planes, mais exagérés. Le diagramme ci-après (fig. 1) se rapporte à la courbure circulaire que nous avons particulièrement étudiée et qui est très intéressante comme application aux aéroplanes; c'est celle dont le rapport de la flèche à la corde est d'environ $\frac{1}{13}$. On voit que cette courbure, si faible qu'elle soit, a pour effet de remonter beaucoup les courbes des $\frac{K_i}{K_{90}}$ et d'augmenter la valeur des maxima d'environ 15 p. 100 en moyenne, sans que l'inclinaison correspondante de la plaque soit changée sensiblement. Ainsi, l'anomalie que nous signalions pour les plaques carrées se retrouve ici encore aux environs de 38°, mais aggravée; en effet, l'augmentation de résistance par rapport à la plaque normale atteint 68 p. 100 au lieu de 45 p. 100. De même, pour l'allon-

gement 6 utilisé dans les aéroplanes, le coefficient de la plaque courbe

Plaque de 25 x 25 allongement 1
d° 30 x 20 d° 1,5
d° 30 x 15 d° 2
d° 45 x 15 d° 3
Plaque de 90 x 15 allongement 6
d° 90 x 10 d° 9
d° 15 x 45 d° $\frac{1}{3}$
d° 15 x 90 d° $\frac{1}{6}$

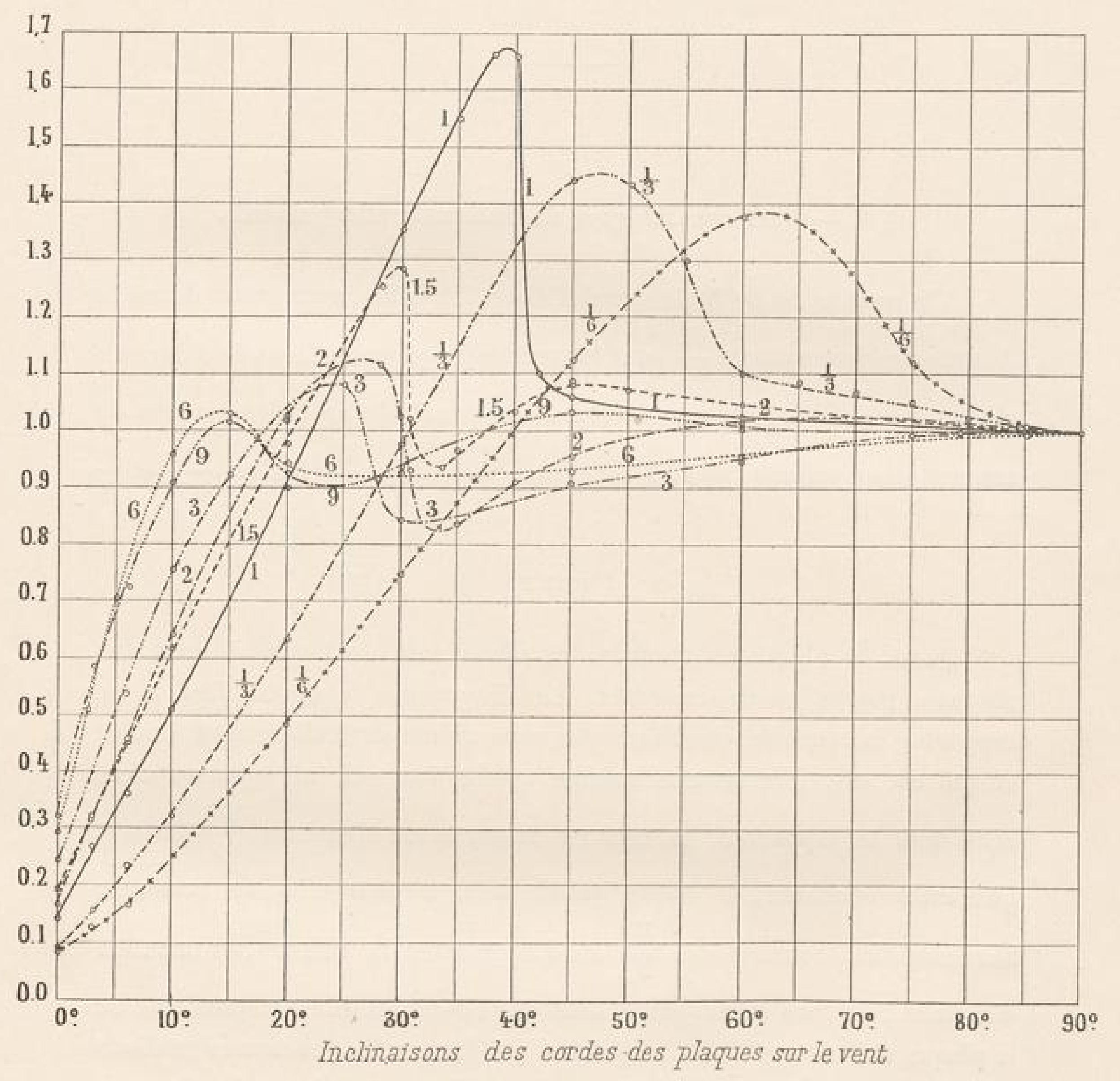


Fig. 1. — Valeurs du rapport $\frac{K_i}{K_{90}}$ pour des plaques de flèche $\frac{1}{13,5}$ et de différents allongements.

inclinée à 15° atteint celui de la même plaque disposée normalement.

POLAIRES DE PLAQUES DE DIFFÉRENTS ALLONGEMENTS

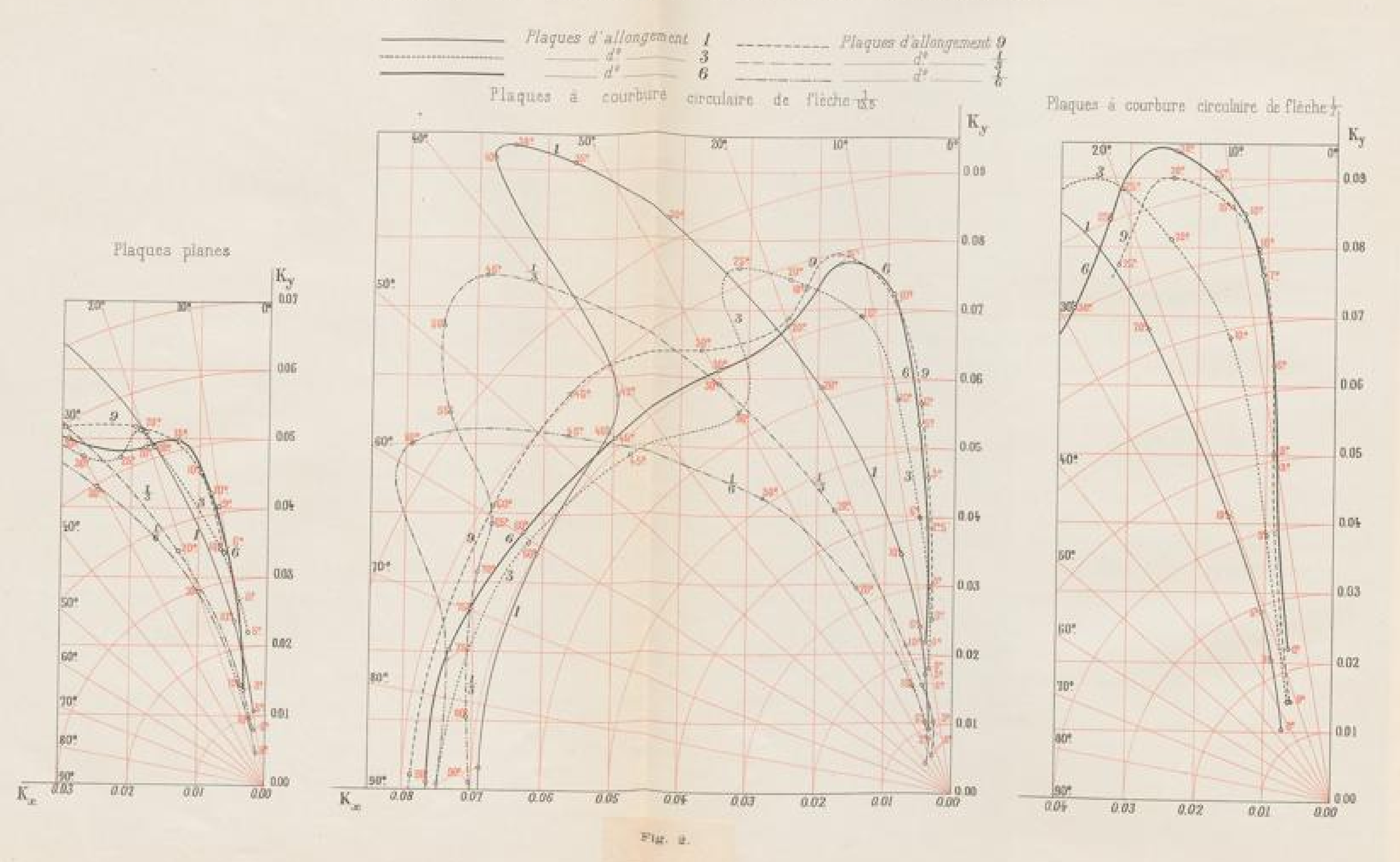


Fig. 2.

tandis que pour la plaque plane, le coefficient restait bien au-dessous.

On peut remarquer que la courbe d'allongement 6 est, jusqu'aux environs de 15°, très voisine de celle de l'allongement 9. On en tire la conclusion qu'il n'y a pas lieu, au point de vue de l'augmentation de la résistance de l'air, d'utiliser des allongements supérieurs à 6.

Nous avons établi un diagramme semblable pour les plaques de flèche $\frac{1}{7}$, mais il diffère très peu du précédent et son examen conduit aux mêmes conclusions; aussi nous contenterons-nous d'en donner le diagramme polaire.

Ces diagrammes polaires, en effet, ainsi que nous l'avons dit précédemment, sont d'un emploi pratique beaucoup plus important que les précédents, puisque par une seule courbe ils donnent toutes les valeurs dont on peut avoir besoin.

La figure 2 réunit les diagrammes polaires des surfaces planes et courbes de différents allongements, mais pour donner plus de clarté à la figure nous n'avons pas représenté les courbes des allongements 1,5 et 2, qui sont intermédiaires entre la courbe de l'allongement 1 et celle de l'allongement 3.

On trouvera d'ailleurs au début de l'annexe de ce complément les valeurs numériques relatives à toutes les plaques que nous avons expérimentées.

Ces diagrammes mettent en évidence d'une façon particulièrement frappante une propriété très avantageuse des grands allongements. Pour une sustentation déterminée, la résistance à l'avancement est d'autant moindre que la plaque est plus allongée, mais, là encore, il n'y a pas lieu d'utiliser des allongements supérieurs à 6.

Cette conclusion est sanctionnée par la pratique, où l'emploi des surfaces d'allongement 6 est très fréquent et presque général.

Centres de poussée.

A la page 51 de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, nous avons donné, figure 23, un diagramme représentant les positions des centres de poussée sur des plans rectangulaires de différents allongements.

La figure ci-après (fig. 3) représente les variations du centre de

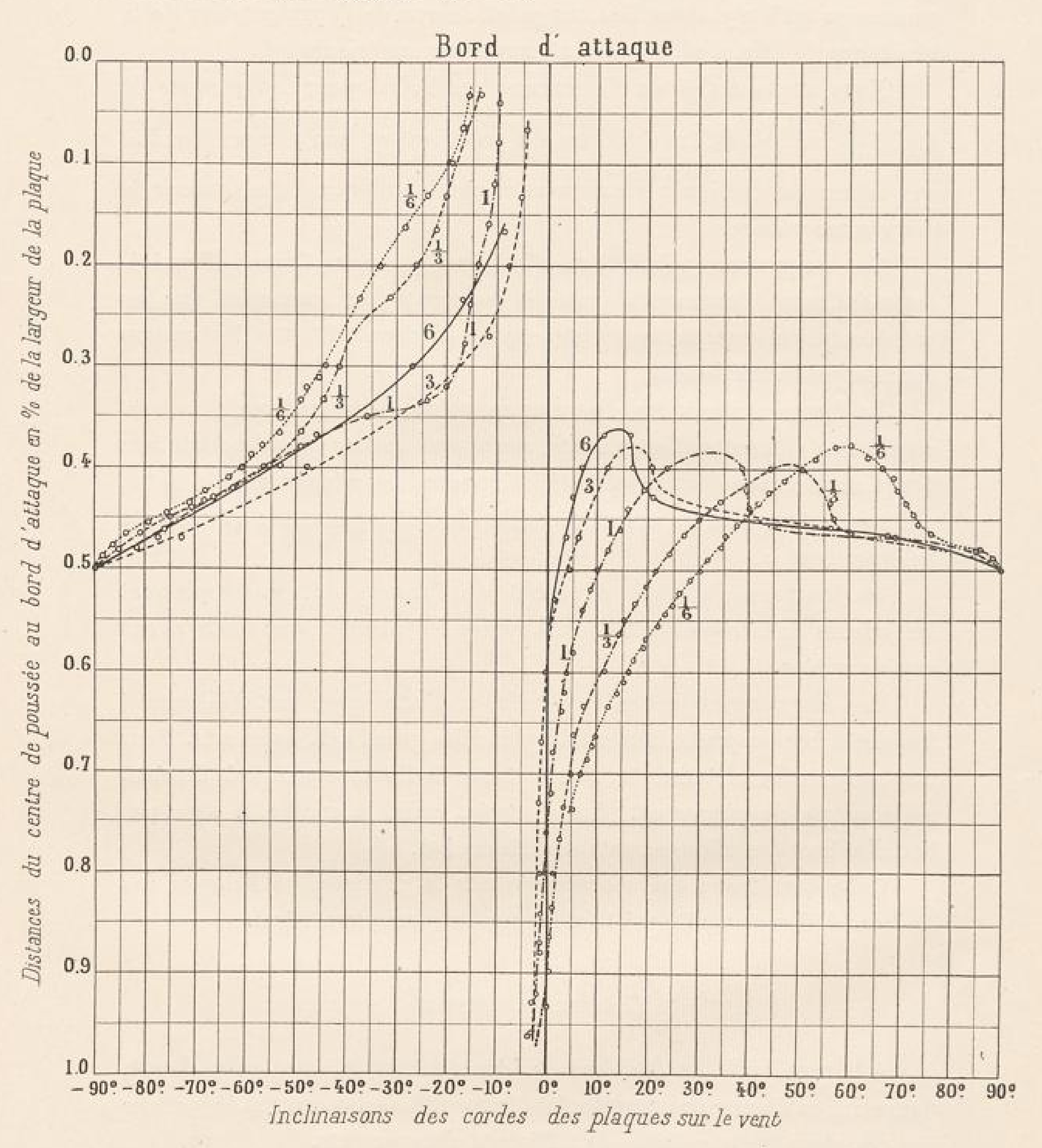


Fig. 3. — *Positions des centres de poussée sur des plaques de flèche* $\frac{1}{13,5}$ *et de différents allongements.*

poussée sur des plaques de mêmes allongements mais à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

Nous avions déjà constaté que la marche de ce centre de poussée est tout à fait différente suivant que la plaque est plane ou courbe. On a vu que, dans le premier cas, le centre de poussée part du centre de la plaque pour la position normale au vent, et à mesure que l'angle diminue s'approche peu à peu et régulièrement du bord d'attaque jusqu'au quart de la largeur de la plaque. Pour les plaques courbes, au contraire, cette progression vers le bord d'attaque cesse pour un certain angle, à partir duquel le centre de poussée rétrograde plus ou moins rapidement jusque vers le bord de sortie.

Pour les allongements que nous avons étudiés, l'angle à partir duquel se fait cette rétrogradation est voisin de 15° pour l'allongement 6; il atteint 30° pour l'allongement 1 et 60° pour l'allongement 1/6.

On trouve avec les plaques de courbure 1/7 des résultats analogues, que nous croyons inutile de reproduire graphiquement, les valeurs numériques correspondantes étant données dans l'annexe.

§ 2. — Influence de l'épaisseur de l'aile.

A la suite de nos recherches antérieures, nous avions été conduits à préconiser, pour un avant-projet tout au moins, l'aile en forme de croissant qui portait le n° 8 dans la première partie de cet ouvrage. Le modèle de cette aile que nous avons expérimenté avait une épaisseur maximum de 10 *mm*. Nous nous sommes demandé si l'on pouvait sans inconvénient augmenter un peu cette épaisseur, ce qui permettrait de donner, pour un même poids, un surcroît de résistance dans la construction de l'aile réelle.

Nous avons reconnu que la première de ces ailes était encore la meilleure.

Nous avons établi deux ailes numérotées 8bis et 8ter dont les épaisseurs maxima étaient respectivement 14 et 18 *mm* au lieu de 10. Leurs profils étaient tels que leurs lignes moyennes étaient les mêmes que celle du profil de l'aile n° 8 et avaient par conséquent une flèche d'environ $\frac{1}{13,5}$.

Les polaires de ces trois ailes, représentées dans la figure 4, montrent que pour une bonne sustentation, 0,06 par exemple, c'est l'aile n° 8 qui

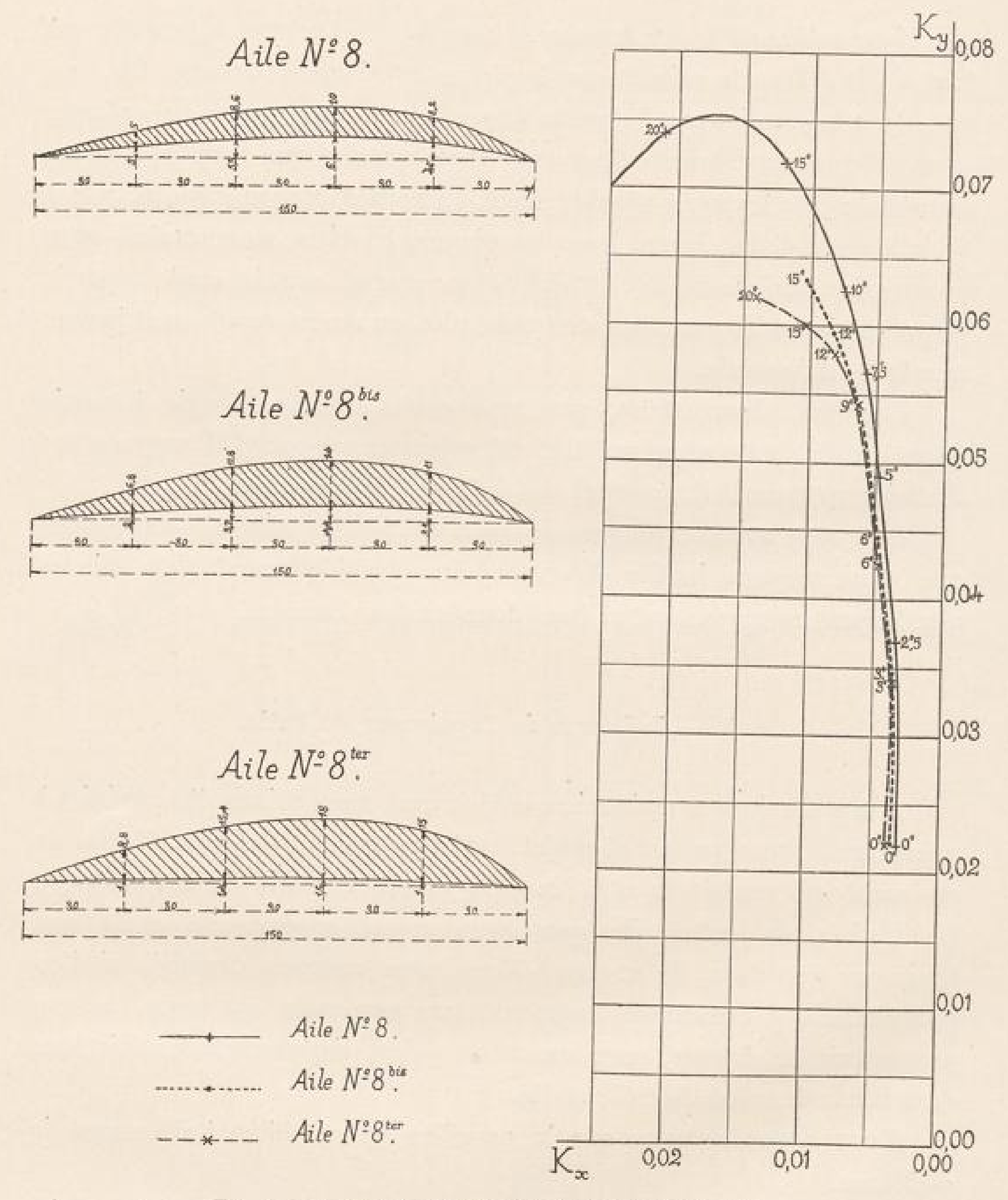


Fig. 4. — *Profils et polaires des ailes nos 8, 8bis et 8ter.*

présente la moindre résistance à l'avancement et l'aile n° 8ter la plus forte ; cette dernière est donc la moins avantageuse.

Pour compléter cette étude, nous avons relevé les pressions et

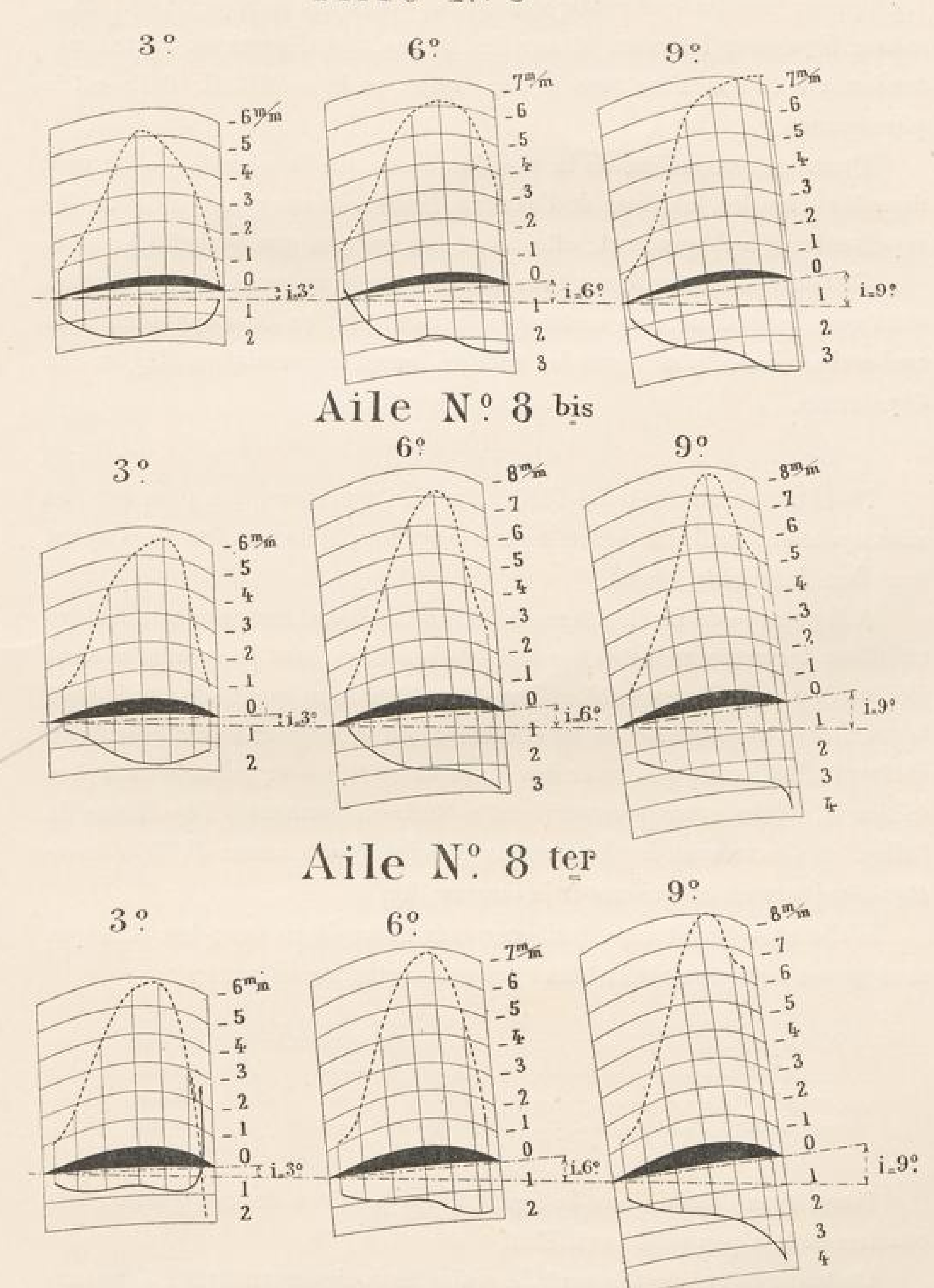


Fig. 5. — *Pressions dans les sections médianes des ailes nos 8, 8bis et 8ter.*
Les pressions sont exprimées en *mm* d'eau ou en *kg* par m² pour 10 *m/s* de vitesse.

dépressions dans la section médiane de ces ailes aux angles de 3°, 6°, 9°. La figure 5 montre que pratiquement les pressions se répartissent de la même façon sur les unes et sur les autres, les dépressions ayant une tendance à être maxima vers le tiers avant, où la solidité de l'aile est la plus grande.

Quant aux variations de la position du centre de poussée, elles sont données dans les tableaux de l'annexe. Nous n'avons pas cru devoir les représenter graphiquement; elles sont les mêmes que pour l'aile n° 8.

Cette aile conserve donc tous ses avantages au point de vue du vol, sans que cependant ses avantages soient tels qu'ils s'opposent à la recherche d'une plus grande solidité par l'augmentation légère de l'épaisseur.

Nous avons aussi étudié l'influence de l'épaisseur, non plus sur des ailes ayant en profil une même figure moyenne, mais sur des ailes ayant leur face inférieure plane.

A la page 99 de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, nous avons donné les résultats des mesures faites sur trois de ces ailes, dont les profils avaient été tracés par M. Drzewiecki, et nous avons reconnu que l'aile n° 16, dont le maximum d'épaisseur est au cinquième de la largeur à partir du bord d'attaque, était celle qui, pour des K_y supérieurs à 0,025, donnait les plus faibles K_x. Nous avons poursuivi cette étude en donnant à l'épaisseur de l'aile n° 16 des valeurs de plus en plus grandes, le maximum de l'épaisseur étant toujours au cinquième de la largeur (fig. 6).

L'aile n° 16 avait une épaisseur maximum de 10 *mm*; les ailes que nous avons essayées avaient les épaisseurs maxima suivantes :

Aile n° 16^a	Épaisseur maximum :	15 *mm*
— n° 16^b	—	20 *mm*
— n° 16^c	—	25 *mm*
— n° 16^d	—	30 *mm*

Nous avons réuni dans la figure 6 les polaires de ces 5 ailes; ces courbes sont à peu près parallèles.

On voit que ces profils sont de moins en moins avantageux à mesure que l'épaisseur maximum augmente. Ainsi, pour $K_y = 0{,}040$ par exemple, l'aile la moins épaisse donne $K_x = 0{,}0035$ et la plus épaisse $K_x = 0{,}0055$,

soit près de 60 p. 100 en plus. Mais pour une inclinaison déterminée, la poussée est plus forte sur l'aile la plus épaisse.

Comme ces profils se rencontrent fréquemment dans les hélices, la

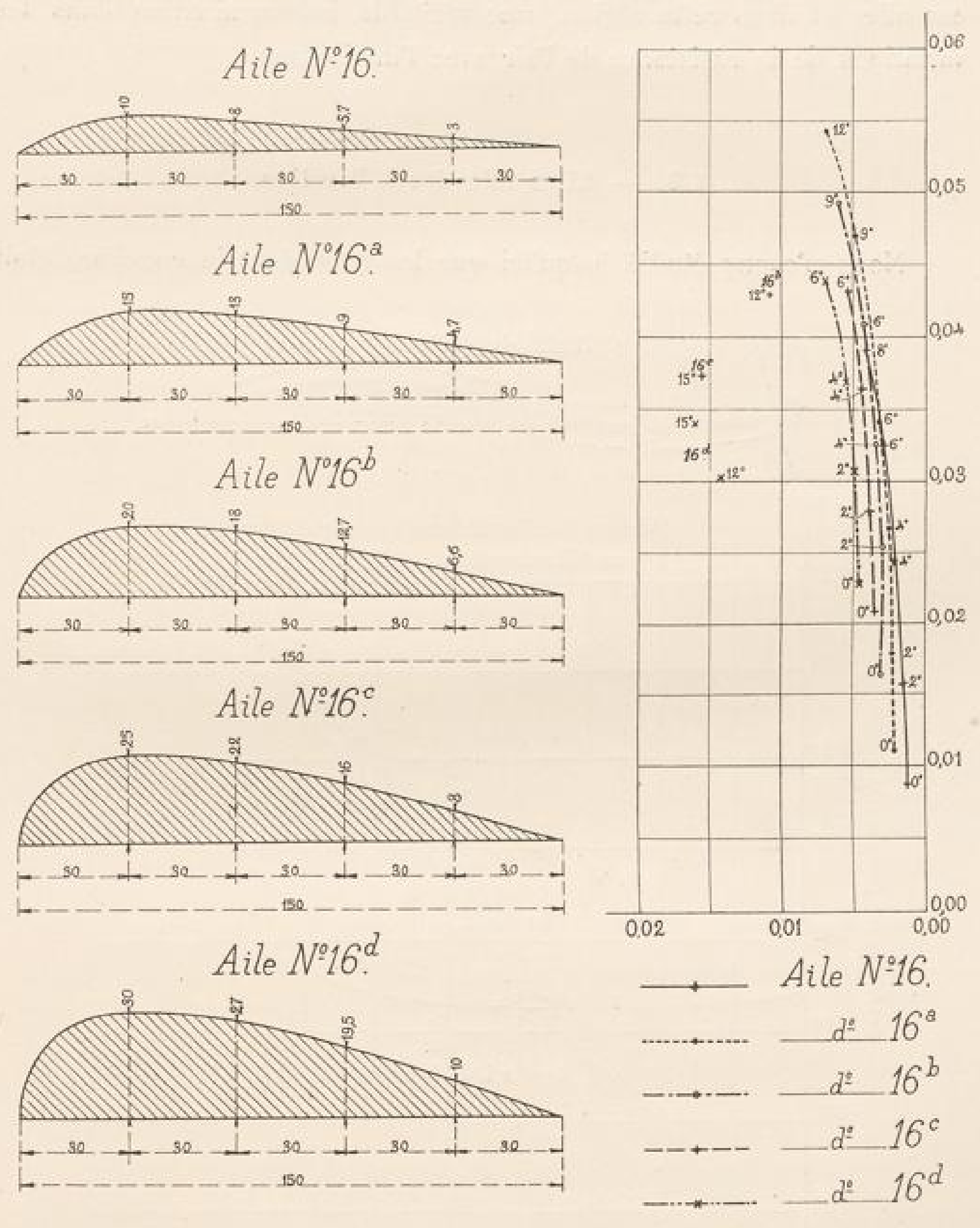


Fig. 6. — *Profils et polaires des ailes nos 16 à 16d.*

conclusion pratique de ce qui précède est que les parties voisines du moyeu d'une hélice, qui sont les plus épaisses, travaillent dans de plus mauvaises conditions que celles de la périphérie.

L'étude de ces ailes nous a montré un fait que nous n'avions pas rencontré jusqu'à présent : avec les ailes de 25 et 30 *mm* d'épaisseur, il ne nous a pas été possible de faire des mesures à 9° et 12°. Il y a donc, pour ces ailes et dans cette région, une véritable indétermination dans les variations de la résistance de l'air avec l'inclinaison.

§ 3. — Ailes relevées à l'arrière.

Nous n'avons étudié jusqu'ici que les ailes dont la courbure était



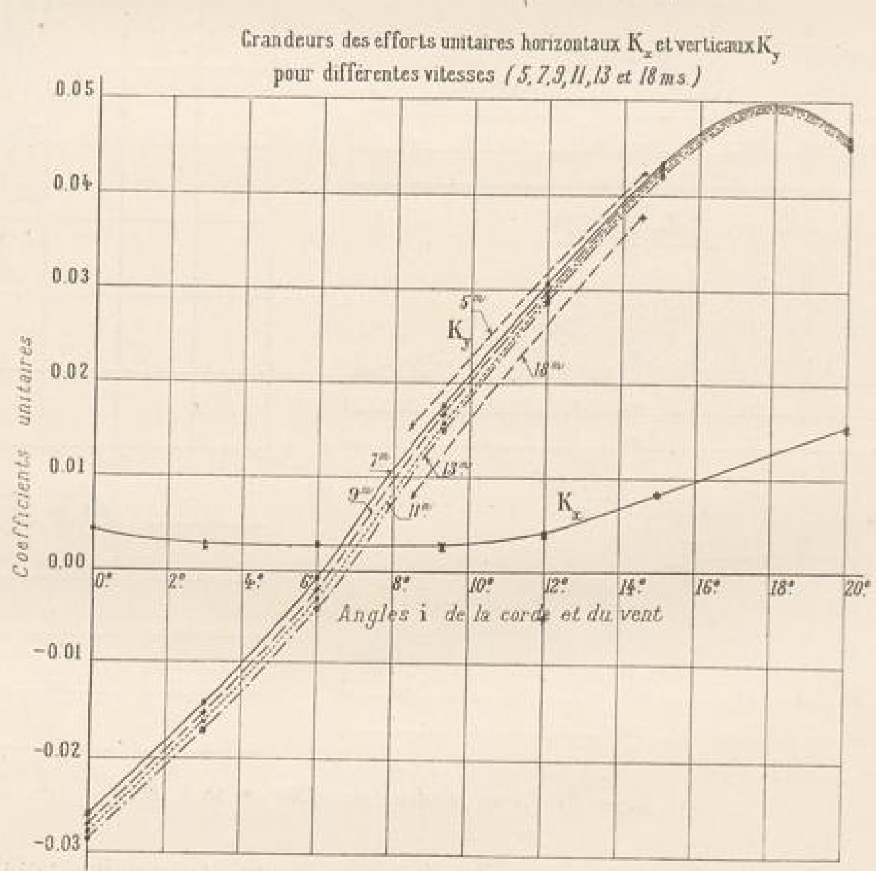


Fig. 7. — *Profil et coefficients de résistance de l'aile en tôle relevée à l'arrière.*

toujours dans le même sens ; nous nous occuperons dans ce paragraphe

de deux ailes dont l'arrière est relevé. Leur étude nous a permis de constater un fait très imprévu : pour ces surfaces, la résistance ne varie plus proportionnellement au carré de la vitesse.

Devant ce résultat nous avons fait de nouvelles vérifications, aussi précises que possible, sur les ailes ordinaires, et nous avons toujours retrouvé des coefficients K_x et K_y à très peu près constants pour des vitesses comprises entre 6 et 18 *m/sec*. La question paraît donc fort complexe et nous nous réservons de l'examiner de beaucoup plus près dans notre nouveau laboratoire, où nous disposerons d'un courant d'air de 30 *m/sec*.

Les figures 7 et 8 se rapportent à une aile en tôle dont nous donnons le profil et les résultats d'observation. On voit que les coefficients K_y diminuent régulièrement à mesure que la vitesse augmente. Le diagramme de la figure 7 montre qu'à 9° par exemple K_y passe de 0,018 à 0,011 lorsque la vitesse passe de 5 à 18 *m/sec*.

Fig. 8. — *Aile en tôle relevée à l'arrière : distance du centre de poussée au bord d'attaque, en pour 100 de la largeur de l'aile.*

Les variations des coefficients K_x ne sont pas sensibles sur la courbe, mais on verra dans les tableaux de l'annexe que, pour les angles inférieurs à 15°, elles ont lieu dans le même sens que celles de K_y, et que le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ tend à diminuer lorsque la vitesse augmente. Pour 15° et 20°, ce même rapport ne varie plus.

A propos de cette plaque, signalons encore le déplacement du centre de poussée (fig. 8) qui est l'inverse de celui observé sur les ailes ordinaires : pour les petits angles, au lieu de rétrograder vers le bord de sortie, le centre de poussée se rapproche constamment du bord d'attaque à mesure que l'inclinaison diminue, comme s'il s'agissait d'un plan.

Ces conclusions, diminution de K_y et de $\frac{K_x}{K_y}$ à mesure que la vitesse

augmente et progression inverse du centre de poussée, ont été confirmées dans l'étude que nous avons faite d'une autre aile relevée à l'arrière suivant un modèle que nous a communiqué M. Maurice Mallet.

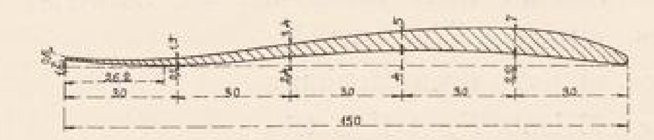


Fig. 9. — *Profil de l'aile M. Mallet.*

Le profil de cette aile est représenté figure 9 et les résultats d'observations sont contenus dans les diagrammes des figures 10, 11 et 12.

Notons, à propos du diagramme de la figure 11, que la diminution du rapport $\frac{K_x}{K_y}$, à mesure que la vitesse augmente, cesse à partir de l'angle de 11°, au delà duquel c'est l'inverse qui se produit.

Un caractère commun à ces ailes relevées à l'arrière paraît être la

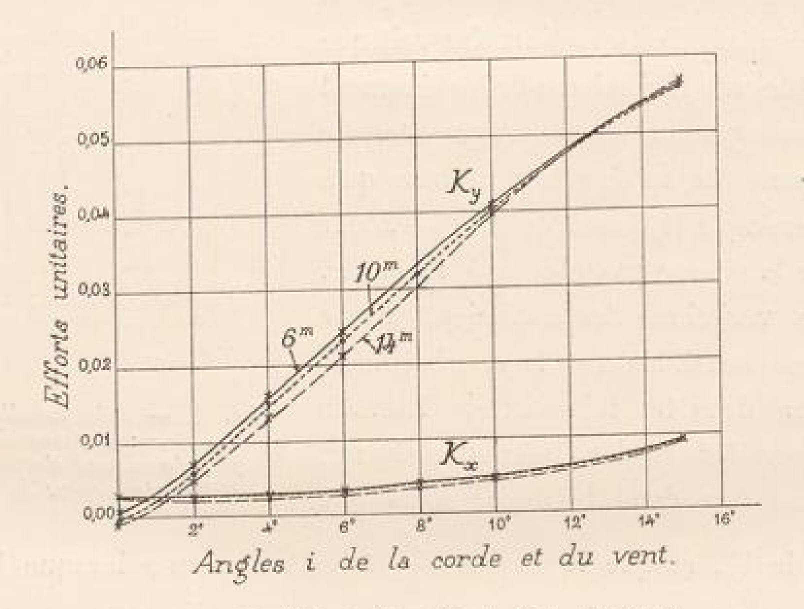


Fig. 10. — *Coefficients K_x et K_y de l'aile M. Mallet.*

faible sustentation qu'elles présentent pour des valeurs relativement élevées du rapport $\frac{K_x}{K_y}$. Ainsi, pour $\frac{K_x}{K_y} = 0{,}11$, alors que l'aile circulaire de flèche $\frac{1}{13{,}5}$ nous avait donné $K_y = 0{,}066$, l'aile M. Mallet donne $K_y = 0{,}031$ en moyenne.

Nous avions été amené déjà à la même conclusion à propos de l'aile Ernoult très légèrement relevée à l'arrière.

Si donc le relèvement de l'arrière de l'aile augmente la stabilité

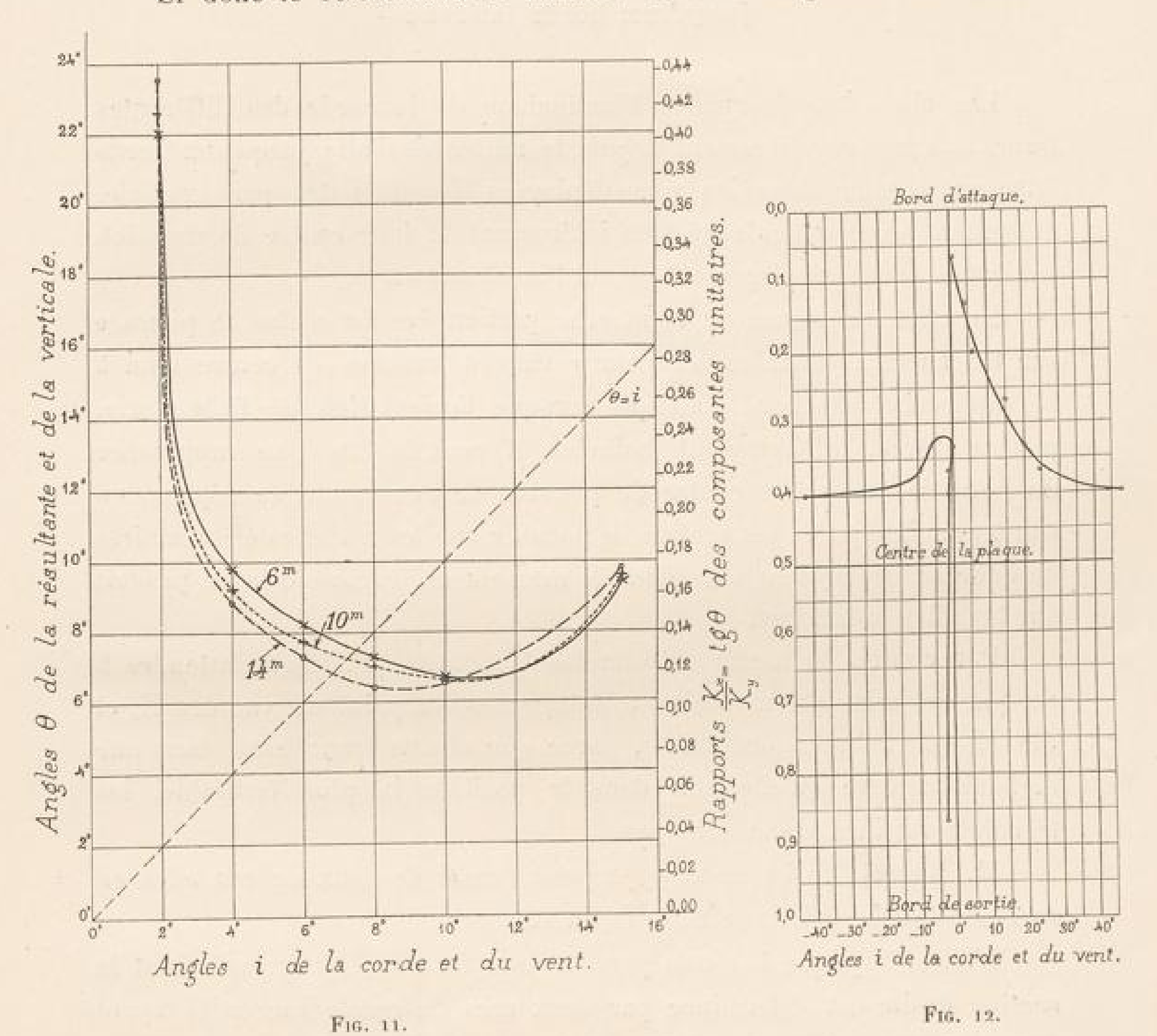


Fig. 11.

Fig. 12.

Fig. 11. — *Angles θ et rapports $\frac{K_x}{K_y}$ de l'aile M. Mallet.*

Fig. 12. — *Centre de poussée sur l'aile M. Mallet. (Distances du centre de poussée au bord d'attaque, en pour 100 de la largeur de la plaque.)*

longitudinale en modifiant le sens des déplacements du centre de poussée, il a l'inconvénient de réduire sensiblement la force portante.

§ 4. — Ailes dont l'incidence varie depuis le milieu jusqu'aux bords latéraux

Les ailes dans lesquelles l'inclinaison de la corde des différentes tranches varie régulièrement depuis le milieu de l'aile jusqu'aux bords latéraux, comme dans les ailes déployées des mouettes par exemple, présentent une particularité très intéressante : leur centre de pression subit très peu de déplacement quand l'incidence varie.

En effet, en raison de la marche particulière du centre de poussée sur les surfaces courbes, si pour certaines tranches ce centre tend à se rapprocher du bord d'attaque lorsque l'orientation de l'aile varie, pour d'autres, différemment inclinées, il peut tendre à se rapprocher du bord de sortie. Le centre de poussée de l'ensemble se déplace en somme moins que si les centres de poussée sur les tranches élémentaires de l'aile se déplaçaient tous dans le même sens, comme cela se produit sur les ailes ordinaires.

Par contre, le même raisonnement montre qu'il faut s'attendre à ce que ces ailes soient moins avantageuses au point de vue des K_x et des K_y que les ailes ordinaires, parce que si une tranche est dans une inclinaison telle qu'elle soit dans la position la plus favorable, les tranches voisines ne le sont pas.

M. Robert Mallet nous a proposé l'essai de deux de ces ailes en surfaces gauches, définies de la façon suivante :

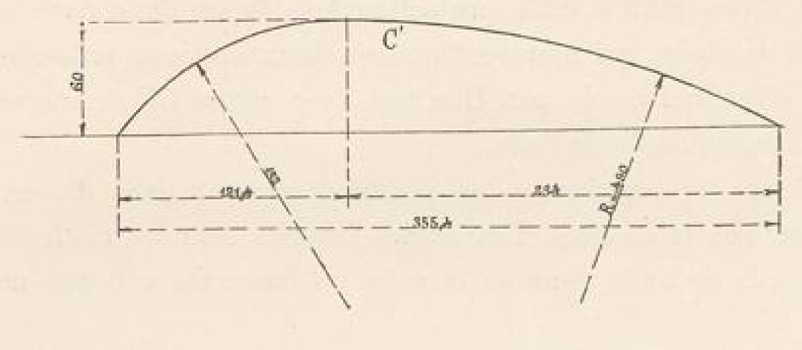
L'aile s'applique sur une portion de cylindre CC′ (fig. 13), dont la section droite est déterminée par deux arcs de cercle raccordés ayant respectivement pour rayons 152 et 490 *mm* et tels que la corde sous-tendue ait une longueur de 355,4 *mm*, la flèche de cet arc étant de 60 *mm*.

La projection horizontale S de l'aile, pivotant autour du point A, peut prendre une position telle que les génératrices du cylindre fassent un angle quelconque α avec la droite AB de l'aile. Lorsque $\alpha = 90°$, on a une aile courbe ordinaire, mais à mesure que α devient de plus en plus aigu, l'aile devient de plus en plus gauche.

Nos essais ont porté sur deux ailes telles que :

$$\alpha = 70°, \qquad \alpha = 50°.$$

Nous avons de plus, pour les comparaisons, expérimenté l'aile ordinaire où $\alpha = 90°$. Sur la figure 14, qui représente le plan de ces ailes,



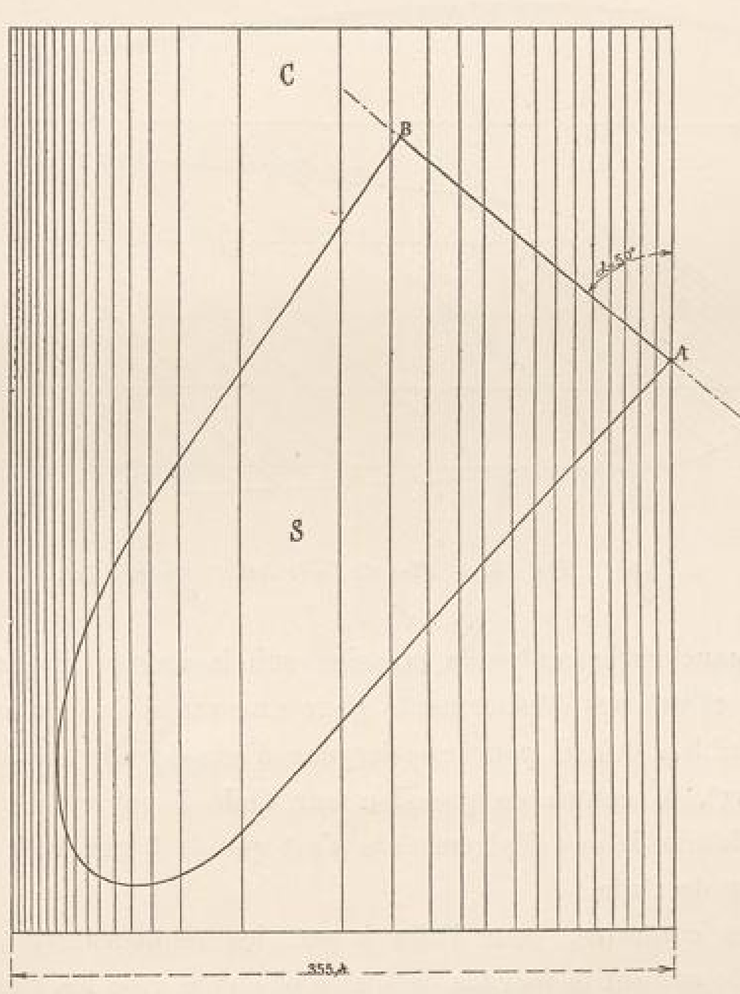


Fig. 13. — *Définition des ailes Robert Mallet.*

nous avons tracé, pour $\alpha = 50°$, les génératrices cotées du cylindre, correspondant à des variations constantes de niveau de 4 *mm* en 4 *mm*.

La cote zéro est celle de la génératrice qui passe par le point de pivotement A (fig. 13).

Nous avons joint à cette projection les coupes dans deux sections AB et CD de l'aile, qui montrent que ces deux sections présentent une différence d'inclinaison de 30°. Une troisième coupe EF donne une idée de la vue longitudinale de l'aile.

La figure 15 représente les positions comparatives du centre de poussée sur ces trois ailes. Les angles inscrits sont les angles du vent et de la corde de l'aile dans sa tranche médiane. On voit que pour ces

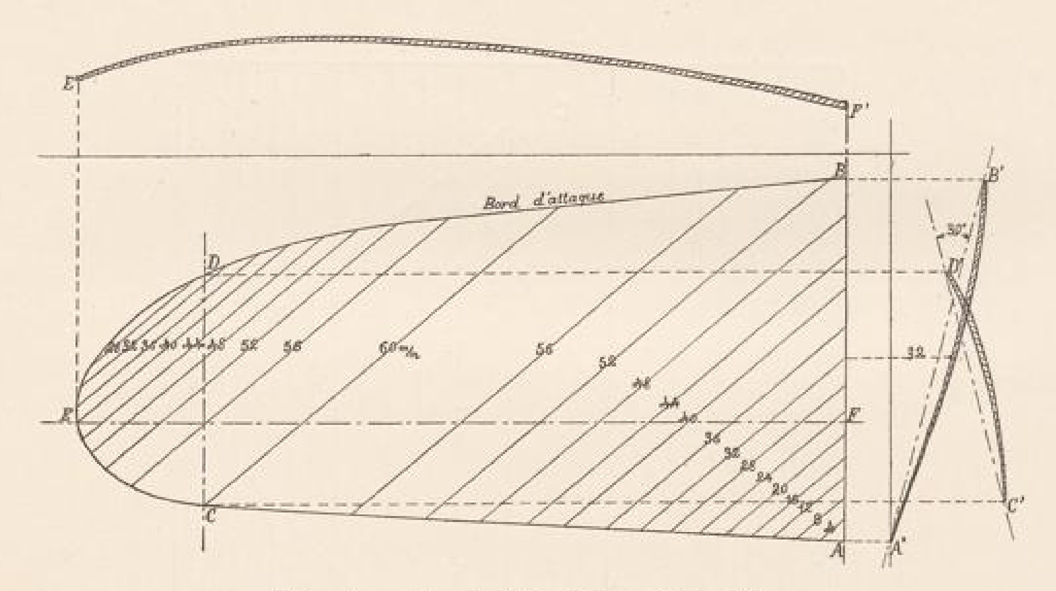


Fig. 14. — *Plan de l'aile Robert Mallet à 50°.*

ailes gauches le centre de pression suit la même loi que si l'aile était plane, et que ses déplacements pour une variation d'angle notable sont très faibles. Ainsi, pour une largeur d'aile de 185 *mm*, en passant de 5° à 15°, le centre de pression sur l'aile à 50° va de 82 à 90 *mm*. L'amplitude de ses déplacements n'est que de 8 *mm*, soit 4 p. 100 de la largeur de l'aile.

Au contraire, pour l'aile à 90°, les déplacements du centre de poussée suivent la marche ordinaire observée avec les surfaces courbes.

Les courbes polaires de la figure 15 confirment ce que nous avons dit au sujet des K_x et des K_y. L'aile la plus gauche est la plus désavantageuse. Il est probable qu'en prenant l'angle intermédiaire de 80°, on aurait une polaire très voisine de celle de l'aile à 90°, tout en continuant

à profiter de la propriété du faible déplacement du centre de poussée.

Nous donnons dans la figure 16 le dessin au 1/4 d'un modèle d'une

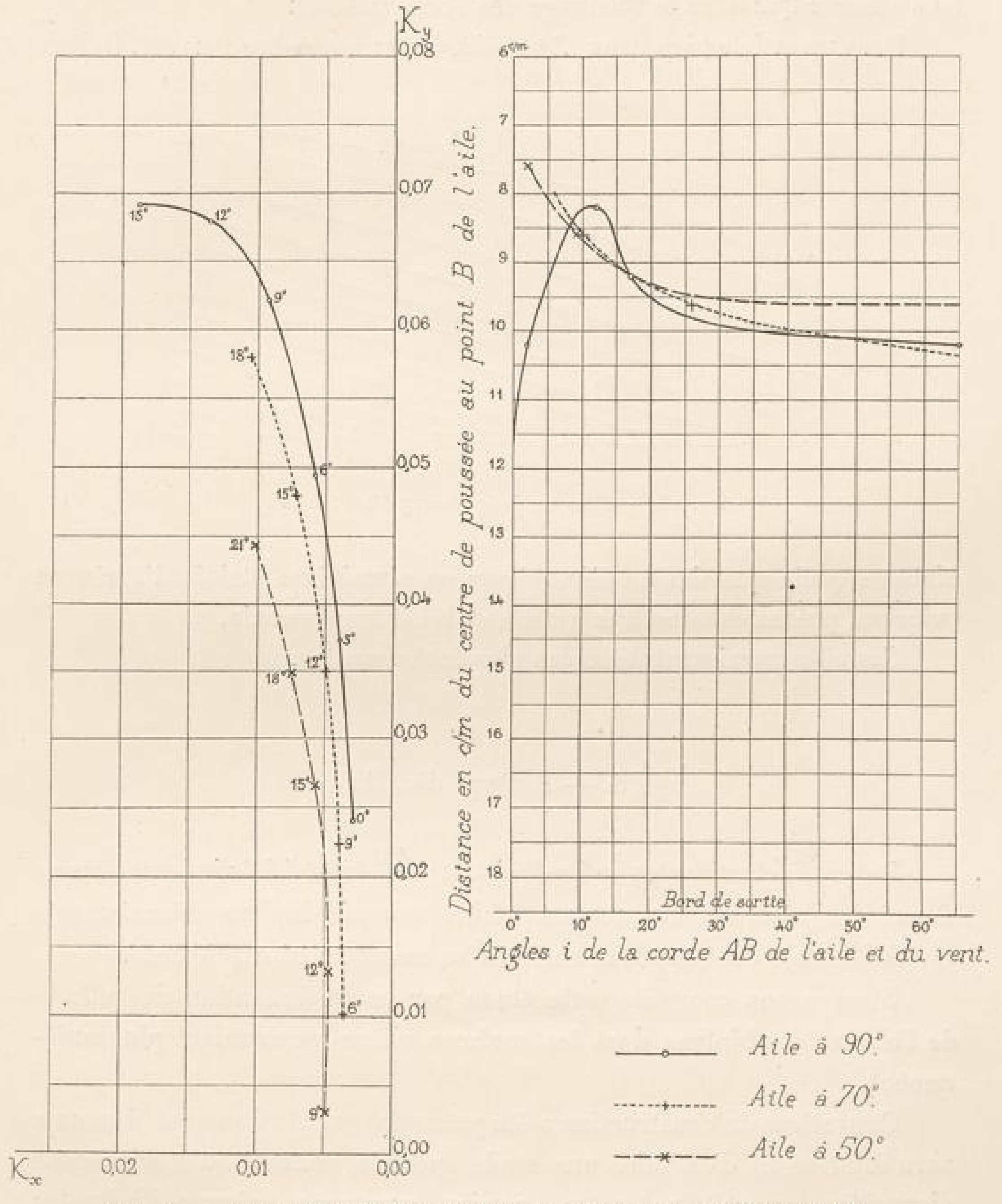


Fig. 15. — *Ailes Robert Mallet : polaires et positions du centre de poussée.*

aile à 80°. La surface de ce modèle serait de 600 cm^2, soit 1.200 cm^2 pour le modèle complet qui comporte deux ailes identiques.

Notons encore que l'écoulement de l'air autour de ces surfaces est

très particulier. Sur tout le dos de l'aile, les filets s'écoulent perpendiculairement à la direction du vent; avec les ailes ordinaires, ce phénomène ne s'observe que dans le voisinage des bords latéraux.

Dans un article paru dans *L'Aérophile* du 15 novembre 1911, M. Robert

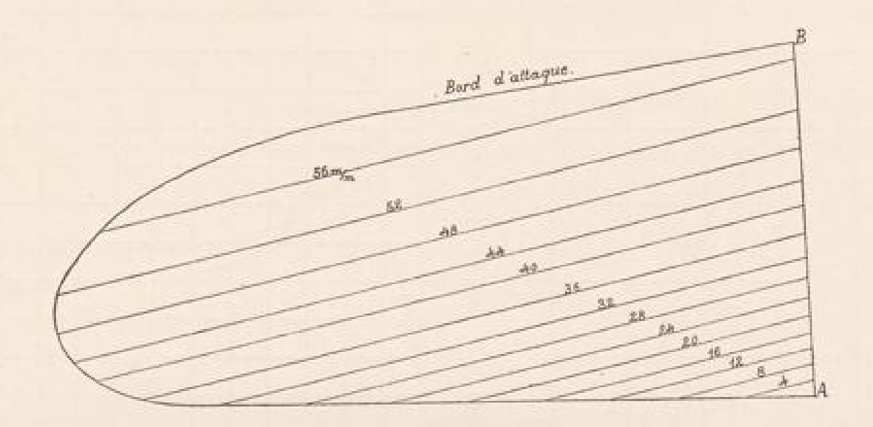


Fig. 16. — *Plan de l'aile Robert Mallet à 80°.*

Mallet signale que des modèles légers en aluminium établis d'après ce principe, présentent une très grande stabilité transversale.

Ces ailes paraissent donc des plus intéressantes.

§ 5. — Biplans décalés.

Pages 69 et suivantes de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, nous avons donné les résultats des mesures faites sur six biplans d'écartements variables, mais dont les deux surfaces se recouvraient exactement.

Nous avons complété cette étude par la détermination des efforts de l'air sur des biplans dont les surfaces ne se recouvraient plus entièrement.

Ce système de construction a été préconisé par M. Goupy et il nous a paru intéressant d'en faire une étude spéciale, pensant qu'*a priori* cette disposition pouvait présenter certains avantages puisque l'influence mutuelle fâcheuse des deux ailes pouvait ainsi être réduite.

Nos mesures semblent montrer qu'il est indifférent de décaler ou non les deux ailes l'une par rapport à l'autre.

Nous avons à cet effet monté deux ailes de 90×15 *cm*, à courbure

circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$, sur un cadre représenté figure 17, qui permettait le déplacement d'une aile par rapport à l'autre, soit dans le sens horizontal, soit dans le sens vertical, de manière qu'elles se présentent avec des écartements et des décalages variables à volonté.

Une première série de mesures a été faite en donnant aux ailes un écartement constant égal aux 4/3 de leur largeur, c'est-à-dire à 200 *mm*; cet écartement, d'après nos précédentes recherches, avait été reconnu comme le meilleur, dans la limite des écartements pratiquement possibles.

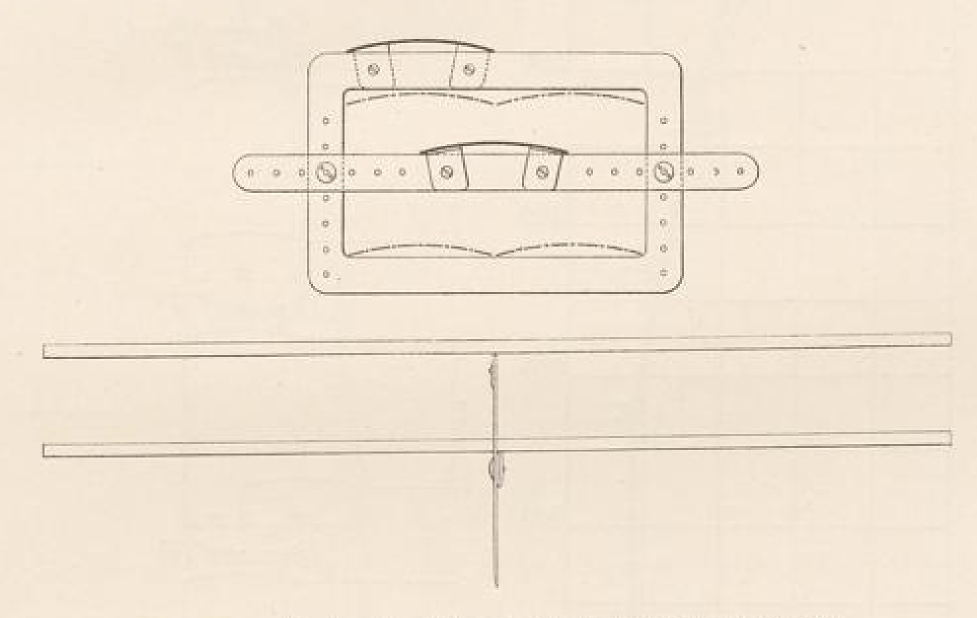


Fig. 17. — *Montage des biplans : vue de profil et vue de face.*

Nous avons réalisé alors quatre dispositifs (fig. 18) en donnant à l'aile inférieure :

I) Un décalage de 75 *mm*, égal à la demi-largeur de l'aile, en avant de l'aile supérieure;

II) Un décalage nul. Nous avons déjà étudié ce dispositif dans la première partie de l'ouvrage, mais nous avons recommencé ces mesures en utilisant le montage dont nous venons de parler, afin de les rendre tout à fait comparables aux autres;

III) Un décalage de 75 *mm* en arrière;

IV) Un décalage de 150 *mm* en arrière.

Les polaires de la figure 18 montrent que jusqu'aux sustentations de 0,06 correspondant à des angles d'inclinaison de 10° environ, ces dispo-

sitifs donnent des résultats identiques. Ce n'est que pour de plus fortes sustentations que le décalage en arrière devient le plus favorable.

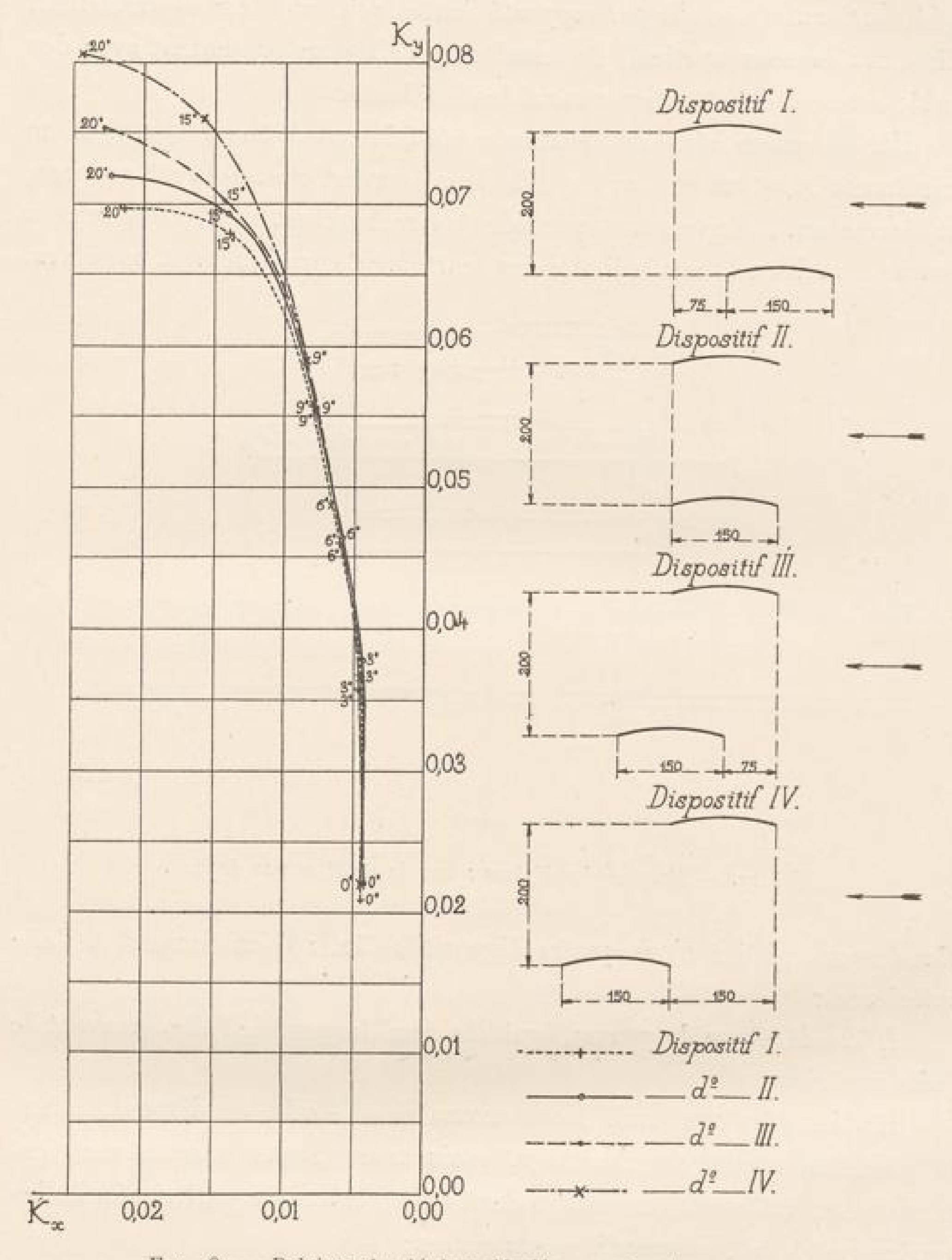


Fig. 18. — *Polaires des biplans décalés, avec écartement constant.*

Une deuxième série de mesures a été faite en donnant à l'aile inférieure un décalage en arrière constant de 75 *mm* et en opérant sur des écartements de 100, 150 et 200 *mm* (fig. 19).

La conclusion de ces recherches est la même que pour les surfaces

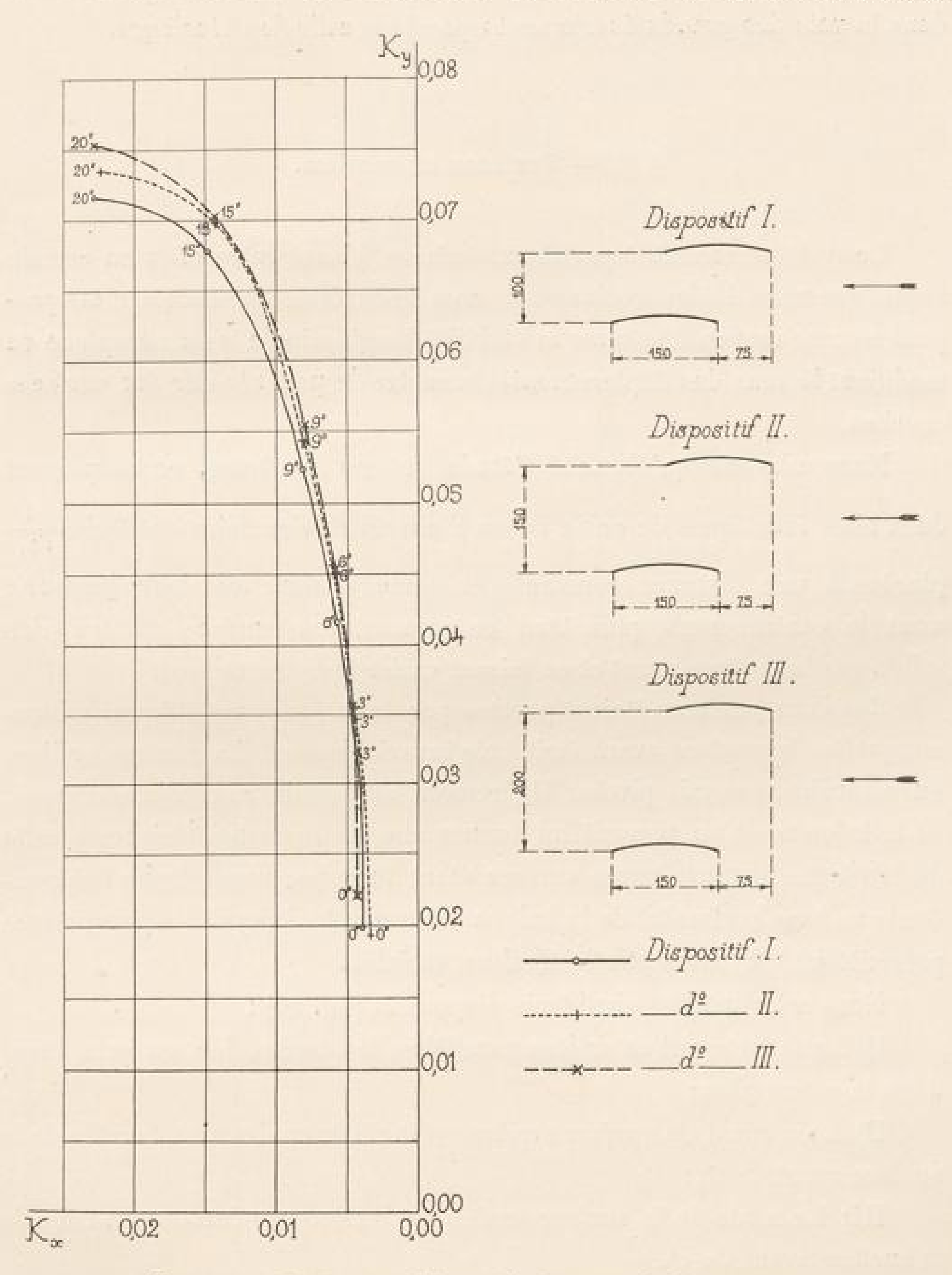


Fig. 19. — *Polaires des biplans décalés, avec décalage constant.*

non décalées : le biplan de plus grand écartement est plus avantageux que les deux autres.

En résumé, si l'on veut améliorer les conditions de vol d'un biplan,

au point de vue des K_x et des K_y, il faut plutôt chercher cette amélioration dans la voie des grands écartements que dans celle des décalages.

§ 6. — **Surfaces en tandem.**

Le système constitué par deux surfaces faisant entre elles un certain angle, que nous désignerons sous le nom de surfaces en tandem, a été proposé comme moyen d'assurer la stabilité longitudinale d'un aéroplane en modifiant le sens des déplacements du centre de poussée sur des surfaces courbes.

Nous n'avons qu'ébauché l'étude de ces systèmes, en employant deux ailes identiques de 90×15 *cm* à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$ placées à une distance constante et égale à deux fois leur largeur ; nous la continuerons plus tard en prenant une surface arrière plus faible que la surface avant et en faisant varier leur écartement.

Ces deux surfaces étaient portées par deux joues métalliques minces auxquelles la surface avant était fixée invariablement. La surface arrière, au contraire, pouvait pivoter légèrement autour de ses points d'appui, de telle sorte qu'on pouvait lui donner une inclinaison inférieure à celle de la plaque avant. Chaque surface étant fixée par une attache indépendante au bras horizontal de la balance, l'ensemble du système pouvait être présenté au vent sous une inclinaison variable.

Nous avons réalisé ainsi trois dispositifs (fig. 20) :

I) Surfaces avant et arrière parallèles, les cordes des surfaces étant dans le même plan;

II) La corde de la surface arrière est inclinée en dessous de celle de la surface avant de 2°5 ;

III) La corde de la surface arrière est inclinée en dessous de celle de la surface avant de 5°.

Le diagramme de la figure 20, où nous avons réuni les courbes obtenues avec ces trois dispositifs et la polaire de la plaque unique semblable de flèche $\frac{1}{13,5}$, montre qu'au point de vue des K_x et K_y il n'y a pas lieu de donner à la plaque arrière une inclinaison bien inférieure à celle de

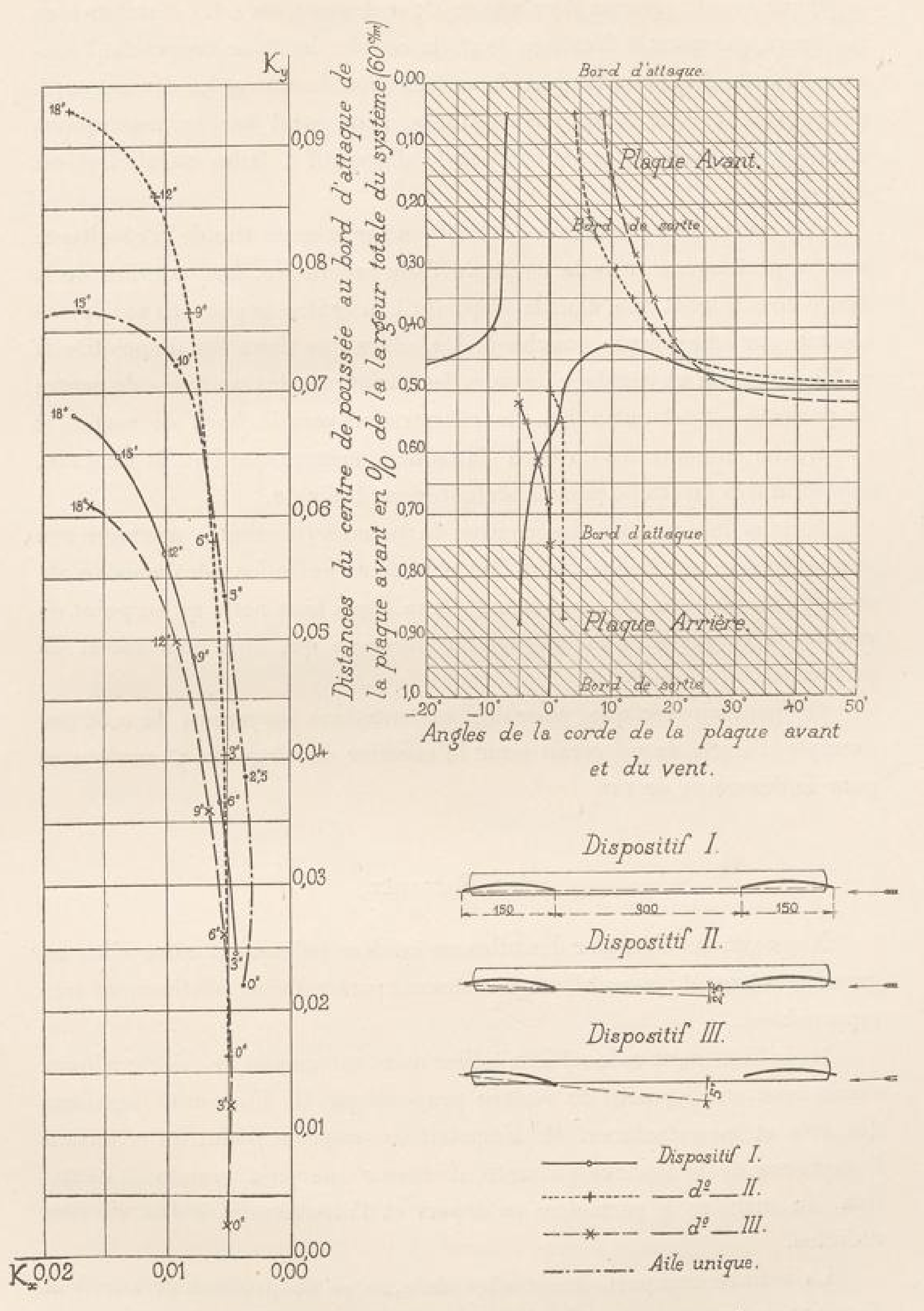


FIG. 20. — *Surfaces en tandem : polaires et centres de poussée.*

la plaque avant : pour un décalage de 2°5 seulement, on a des résultats bien meilleurs que pour le décalage de 5° ; la courbe de 2°5 se rapproche beaucoup de celle du monoplan pour la sustentation de 0,06 et lui devient supérieure pour les très fortes sustentations. A ce point de vue, remarquons aussi que le système constitué par le dispositif I (ailes parallèles) est mauvais.

Les centres de poussée ont été définis par la rencontre de la résultante avec le prolongement de la corde de l'aile antérieure. Les courbes de la figure 20 montrent que, dans le dispositif I, le centre de poussée se déplace comme sur une plaque courbe isolée, alors que dans les dispositifs II et III, où existe un décalage, le sens des variations des positions du centre de poussée est tel qu'au lieu de rétrograder vers le bord de sortie, il s'approche au contraire du bord d'attaque à mesure que l'angle diminue, condition très favorable pour la stabilité longitudinale.

Mais si les courbes des centres de poussée laissent à première vue une indécision sur le choix que l'on peut faire entre les décalages de 2°5 et de 5°, les polaires nous montrent d'une façon bien nette qu'au point de vue des K_x et des K_y, c'est le premier décalage qui doit être choisi de préférence.

On peut ajouter que, pour des sustentations moyennes de 0,05 par exemple, l'angle de vol serait pour le premier décalage de 5° environ et pour le deuxième de 12°.

Ailes Foucault.

Nous venons d'étudier des ailes en tandem présentant entre elles un grand écartement : nous allons maintenant parler d'ailes relativement très rapprochées.

M. le lieutenant-colonel Espitallier nous a demandé de faire quelques essais avec un dispositif de voilure proposé par M. Foucault, ingénieur des arts et manufactures. M. Foucault se proposait, tout en réduisant l'envergure de la surface portante, d'obtenir une plus grande sustentation, de manière à permettre le départ et l'atterrissage à des vitesses réduites.

La voilure comporte trois ailes de 1,20 *m* de profondeur sur 8 *m* d'envergure, ayant un profil voisin de celui de notre aile n° 8 et disposées

l'une derrière l'autre à une distance d'environ 0,40 *m*; les ailes successives sont légèrement décalées verticalement, et leurs inclinaisons vont en croissant, la première pouvant même être inclinée négativement. On a pris comme angle *i* de référence celui de la direction du vent avec la droite joignant le bord d'entrée de la première surface au bord de sortie de la troisième.

M. Foucault nous a donné les modèles au dixième de quatre dispo-

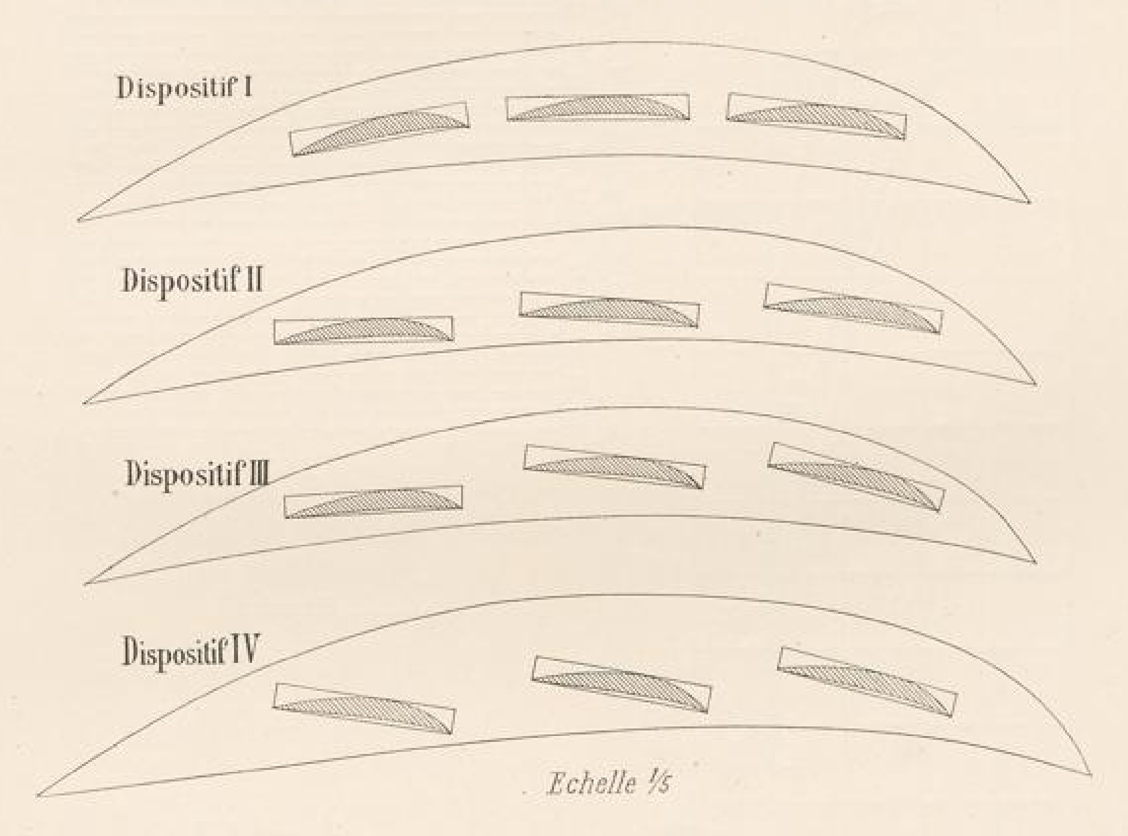


Fig. 21. — *Ailes Foucault : dispositifs de montage.*

sitifs différant par les positions relatives des ailes (fig. 21). Dans le premier dispositif, les trois ailes sont disposées suivant une courbe régulière; dans le second, elles s'abaissent un peu du côté du bord d'attaque; dans le troisième, cette inclinaison est plus accentuée; dans le quatrième, les distances verticales ont été augmentées. Ces différentes positions étaient obtenues en réunissant les ailes par une forme en bois, dont on a mesuré l'influence aux différentes inclinaisons.

L'élément alaire isolé a été essayé tout d'abord : sa polaire est très peu différente de celles des meilleures ailes que nous avons étudiées

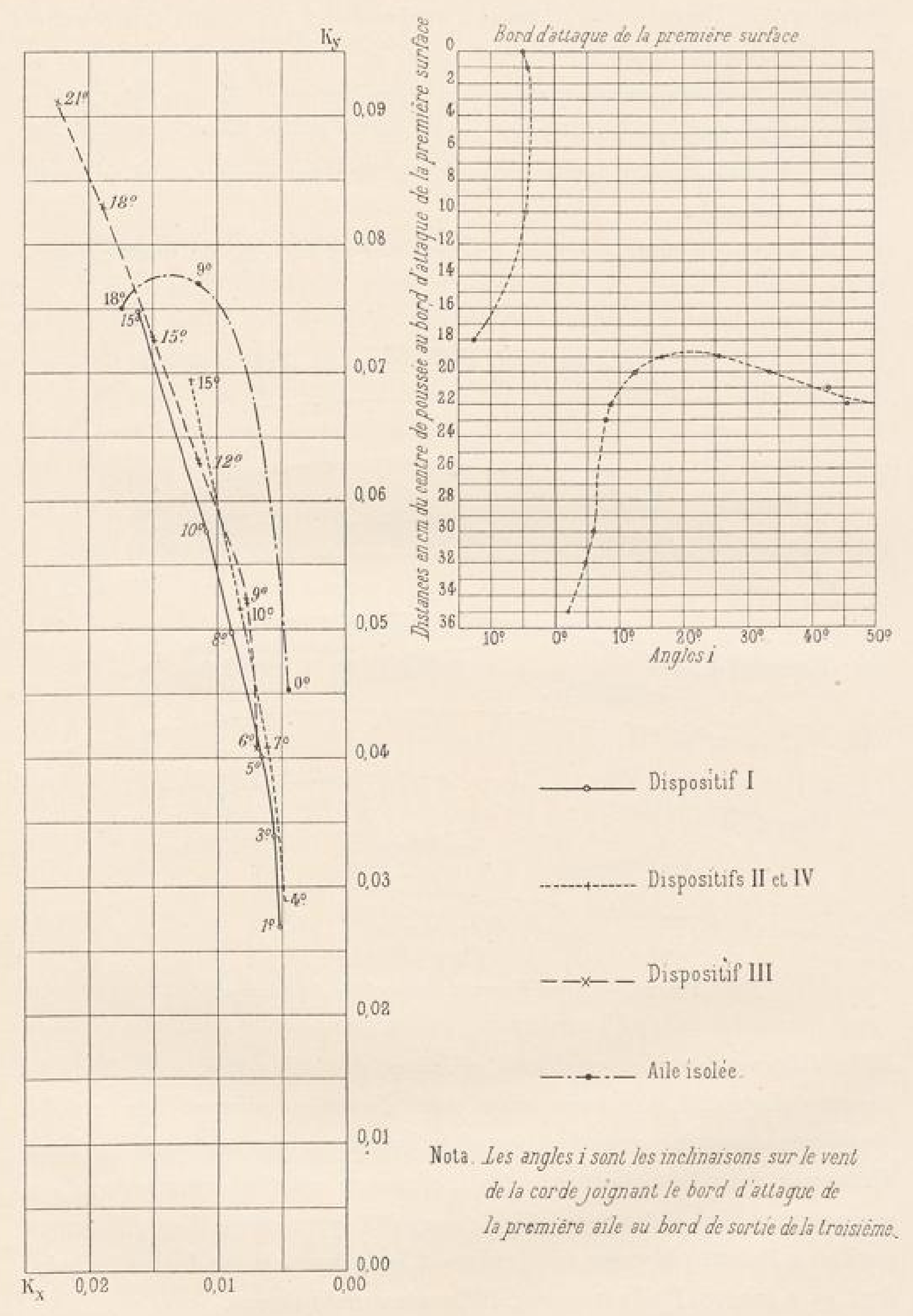


Fig. 22. — *Résultats obtenus avec les ailes Foucault.*

Cette polaire est représentée sur la figure 22, à côté des polaires des voilures composées.

On retrouve sur ces dernières courbes les résultats constatés avec les autres surfaces en tandem, c'est-à-dire que la sustentation peut atteindre une valeur très élevée, mais elle est pratiquement limitée par l'augmentation très notable de la résistance à l'avancement. A ce point de vue, le dispositif est à peu près équivalent à une aile de très forte courbure.

Les centres de poussée, mesurés avec le quatrième dispositif, suivent la marche ordinaire (fig. 22); ils reculent à partir de l'angle $i = 20°$, correspondant à une sustentation d'environ 0,07.

En somme, pour être avantageusement applicable, cette disposition de trois ailes en tandem demanderait certaines modifications.

§ 7. — Multiplans ou surfaces en lames de persiennes.

Le système en lames de persiennes a été proposé parce qu'il permet d'avoir, sous un faible encombrement, une très grande surface portante; ces lames, généralement portées par un châssis, sont très rapprochées : aussi, d'après ce que nous avons vu à propos des biplans, on peut prévoir que le rapprochement de ces lames gênera beaucoup l'écoulement de l'air.

Par contre, un avantage sérieux de ce système, c'est que, vu le peu de profondeur des lames, le centre de pression n'éprouve que des déplacements de faible amplitude.

Nous avons eu l'occasion d'expérimenter deux de ces surfaces.

Surfaces de M. Bablon.

Le modèle sur lequel nous avons fait des mesures était composé de 22 lames parallèles de 0,4 *mm* d'épaisseur, ayant 650 *mm* d'envergure et 19 *mm* de profondeur, avec une flèche de 2 *mm*, soit $\frac{1}{9,5}$ de la corde. Ces lames étaient maintenues à un écartement de 19 *mm*, égal à la profondeur, par cinq montants en bois de 3 *mm* d'épaisseur, terminés en biseau.

La particularité du système de M. Bablon est que le châssis est tout entier mobile autour d'un axe horizontal passant par son centre de figure. Comme, par raison de symétrie, la résistance de l'air passe toujours par ce centre, les efforts nécessaires pour faire varier l'inclinaison du châssis sont très faibles.

Les surfaces portantes étaient inclinées de 6° lorsque les montants du châssis étaient normaux au vent.

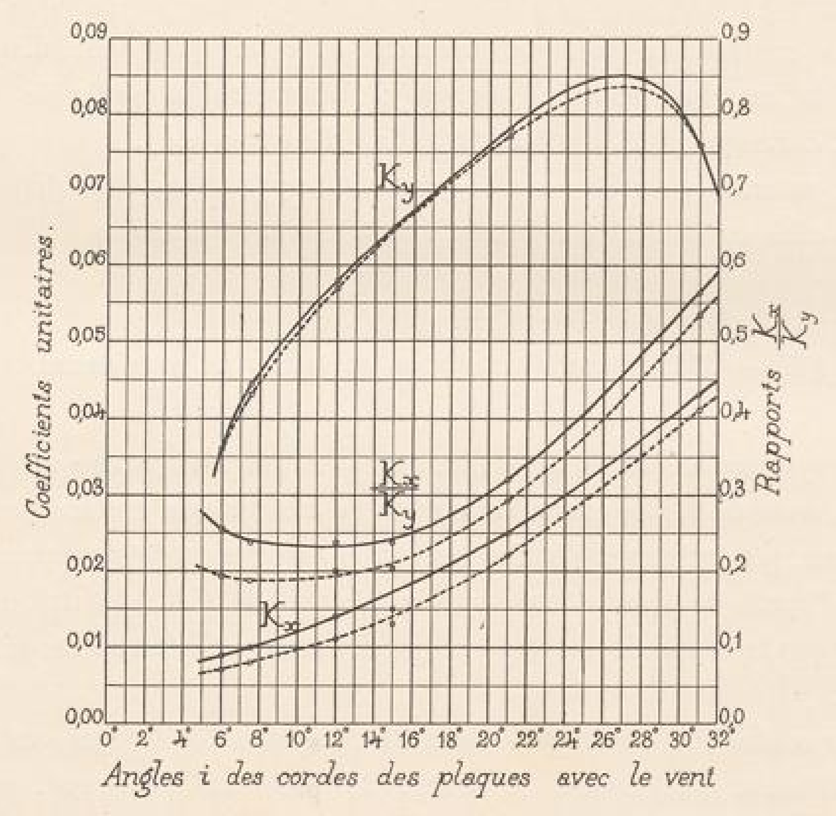


Fig. 23. — *Efforts horizontaux et verticaux sur les surfaces de M. Bablon.*

Les expériences faites sur l'ensemble des plaques et de leurs montants ont donné les résultats représentés en traits continus sur le diagramme de la figure 23, où l'on voit en particulier que le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ minimum atteint la valeur élevée 0,24 pour l'angle de 12°, correspondant d'ailleurs à une forte sustentation : 0,06.

Des expériences faites ensuite sur les montants seuls nous ont montré qu'au point de vue des K_x, en particulier, ces montants et la tige de la balance équivalaient à une surface carrée normale de 10 × 10 *cm*

environ. Par différence entre ces deux séries d'expériences, nous en avons déduit, pour les lames seules, les efforts unitaires que nous avons représentés en traits discontinus dans la figure. Malgré cette correction, qui dans la réalité n'aurait pas lieu d'être faite puisqu'il faudrait toujours fixer les surfaces à un support quelconque, le rapport $\frac{K_x}{K_y}$ minimum conserve encore la valeur 0,20, qui semble trop élevée pour des ailes seules.

Nous avons cherché si, en supprimant une lame sur deux, c'est-à-dire en ayant un écartement de 38 *mm*, soit deux fois la profondeur, on ne réduirait pas sensiblement le rapport $\frac{K_x}{K_y}$. Une expérience faite à 12° avec l'ensemble des montants et des lames nous a donné le résultat suivant :

$$K_x = 0{,}018, \qquad K_y = 0{,}082, \qquad \frac{K_x}{K_y} = 0{,}22.$$

En se reportant aux diagrammes ou à ce que nous avons dit un peu plus haut pour cet angle de 12°, on voit que la réduction du nombre de lames a eu pour effet d'augmenter simultanément le K_x et le K_y sans que leur rapport soit sensiblement diminué : 0,22 au lieu de 0,24 (1).

Surface de M. Caron.

Le modèle de M. Caron comportait un châssis ayant 38 *cm* de hauteur et 40 *cm* de largeur, formé par 22 montants réunis par 33 séries de 10 petites lames courbes très minces en aluminium. Ces lames, d'une profondeur de 25 *mm* et d'une flèche de 2 *mm* environ, étaient maintenues à un écartement moyen de 12 *mm*, soit la moitié de leur profondeur. Ce modèle n'était pas une réduction d'un modèle plus grand, mais un fragment de la surface réelle, qui était formée par la juxtaposition d'éléments identiques à celui que nous avons expérimenté.

Chacun des éléments ainsi définis donnait une sustentation repré-

(1) D'après ces chiffres, M. Bablon calcule qu'avec un appareil d'une surface de 20 m^2, d'un poids de 300 *kg*, d'une surface nuisible de 1 m^2 et d'une puissance utile de 29 *ch*, il atteindrait en vol horizontal une vitesse de 72 *km*, l'incidence étant de 6°, et qu'à l'atterrissage, il pourrait réduire la vitesse à 50 *km*, en donnant à l'incidence la valeur de 24°. (Communication à la Société française de navigation aérienne, du 1er juin 1911.)

sentée par la courbe R_y (fig. 24). Pour une inclinaison du cadre sur la verticale de 14° notamment, cette sustentation était de 0,670 *kg*, pour une vitesse de 10 *m/sec*, soit de 2,680 *kg* pour une vitesse de 20 *m/sec*.

La résistance à l'avancement donnée par la courbe R_x était de 0,200 *kg*, soit, pour 20 *m/sec*, 0,800 *kg*.

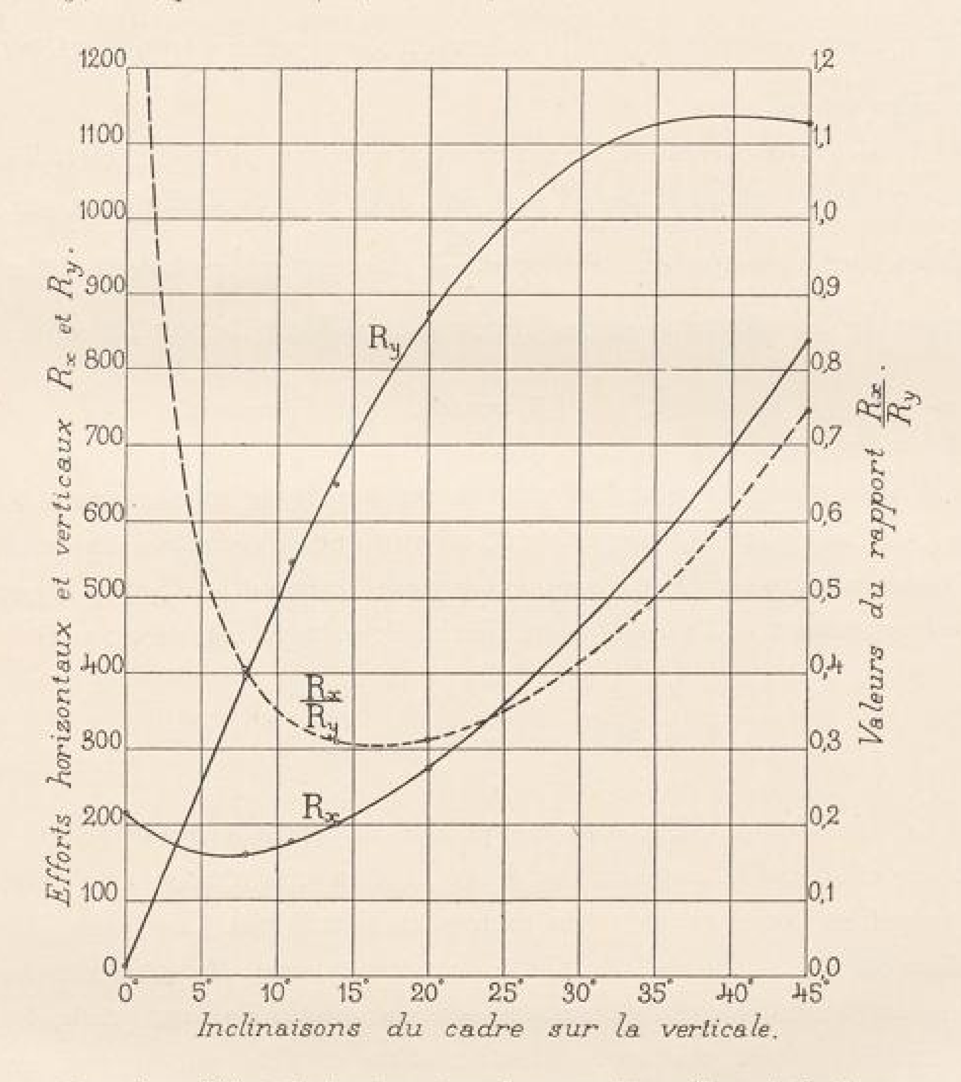


FIG. 24. — *Efforts horizontaux et verticaux sur les surfaces de M. Caron.*

Quant au rapport $\frac{R_x}{R_y}$, il est minimum aux environs de 14° et atteint néanmoins la valeur 0,30, qui reste très élevée comme vraisemblablement dans tous les systèmes en lames de persiennes.

Dans un autre essai fait à 14°, avec le même modèle où nous avions supprimé une surface sur deux, ce qui conduisait à l'emploi de lames

dont l'écartement était égal à la largeur, nous avons obtenu les résultats suivants :

$$R_y = 0{,}580, \qquad R_x = 0{,}154, \qquad \frac{R_x}{R_y} = 0{,}265.$$

Le rapport $\frac{R_x}{R_y}$ est ainsi un peu amélioré.

§ 8. — Modèles d'aéroplanes.

1° Monoplan Nieuport.

A la suite de l'accident du lieutenant de Caumont, nous avons fait, à la demande de Nieuport, des expériences complémentaires sur le modèle de son appareil que nous possédions. Ces expériences ont porté sur la répartition des pressions pour l'angle d'attaque de 2°, et sur la détermination de la courbe des centres de poussée relative aux ailes seules.

Nous avons donné, page 105 de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, les courbes de distribution de pression sur l'aile inclinée à 6°; celles de l'aile à 2° (fig. 25) ont une allure analogue, comme on peut le voir en comparant les lignes du niveau et en tenant compte du fait que les dépressions et les pressions sont naturellement moins élevées pour l'aile à 2°; le maximum de pression se produit dans la section située aux 2/3 de l'envergure de l'aile à partir du fuselage, et le maximum de dépression, dans les sections voisines du fuselage.

La courbe des centres de poussée sur les ailes (fig. 26) montre qu'à partir de l'angle de 3°, le centre rétrograde très rapidement vers le bord de sortie à mesure que l'angle diminue, ce qui tend à faire « piquer du nez » à l'appareil. En effet, le moment de R_y, par rapport au centre de gravité qui est à l'avant de l'aile, augmente rapidement par suite de l'accroissement brusque de son bras de levier.

En raison du résultat imprévu de nos expériences sur les ailes dont l'arrière était relevé, nous avons entrepris de vérifier si l'on pouvait, en toute sécurité, appliquer à un modèle d'aéroplane, tel que le modèle du monoplan Nieuport, la loi du carré de la vitesse.

Nos expériences ont porté sur le modèle que nous avions expérimenté déjà, après lui avoir fait subir, sur l'indication de Nieuport,

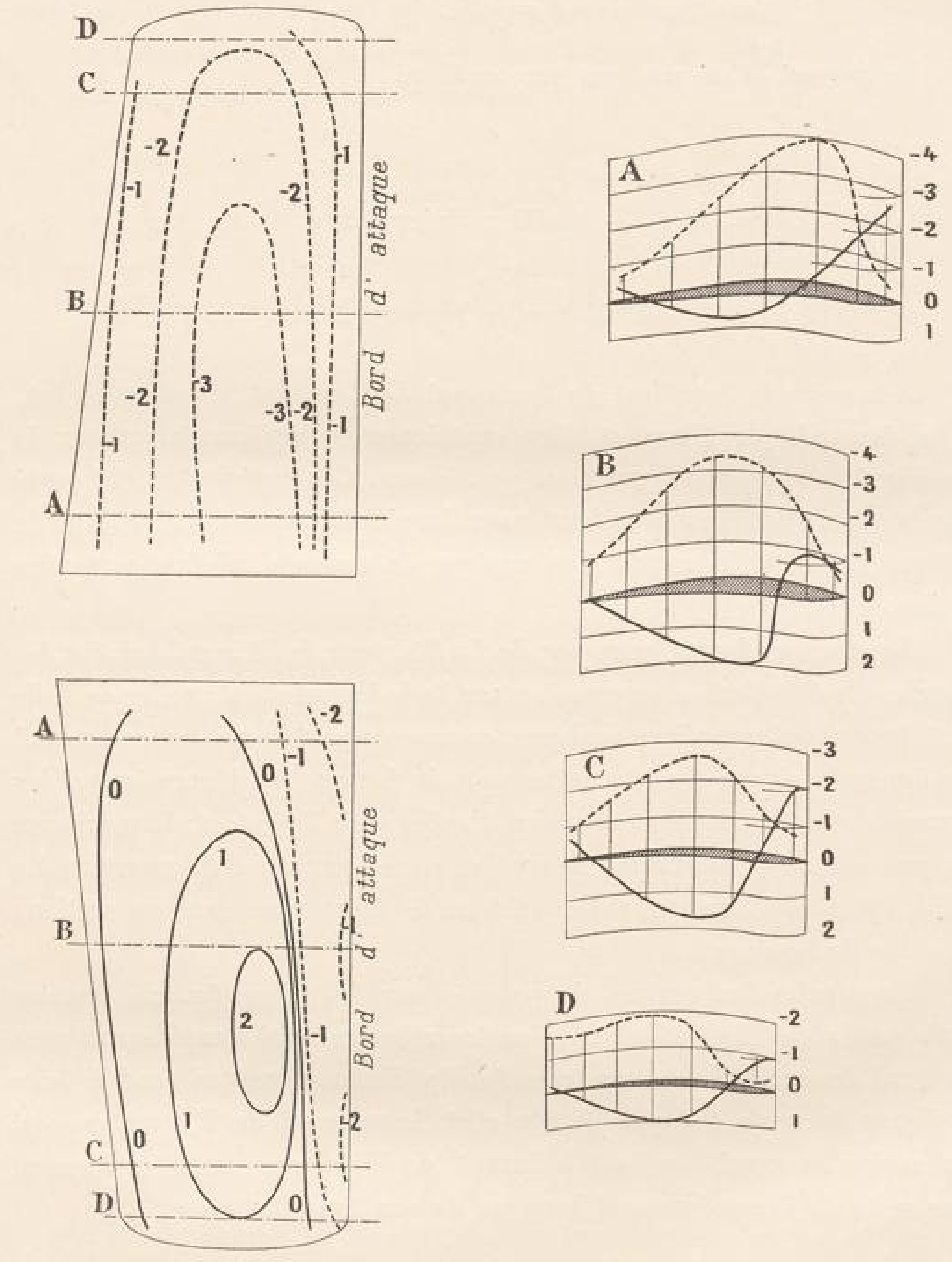


Fig. 25. — *Distribution des pressions sur l'aile Nieuport inclinée à 2°.*
Les pressions sont exprimées en *mm* d'eau ou en *kg* par m^2 pour 10 *m/s* de vitesse.

quelques légères modifications intéressant l'empennage et le gouvernail de profondeur.

Ces expériences ont porté sur les petits angles de 0° et 3°. Elles nous ont donné les résultats contenus dans le tableau suivant, où R_x et

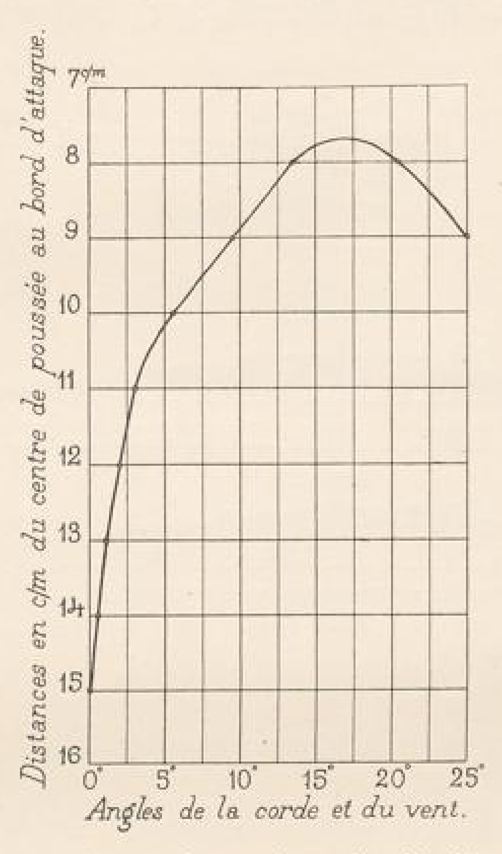


Fig. 26. — *Centres de poussée sur les ailes Nieuport.*

R_y sont les efforts ramenés à 10 *m/sec*, comme si la loi du carré de la vitesse était rigoureusement exacte.

VITESSE du vent pendant l'expérience	0°			VITESSE du vent pendant l'expérience	3°		
	R_x	R_y	$\frac{R_x}{R_y}$		R_x	R_y	$\frac{R_x}{R_y}$
m/sec	*gr*	*gr*		*m/sec*	*gr*	*gr*	
5,15	96	176	0,545	5,15	86	337	0,256
7,40	87	173	0,504	6,60	85	345	0,246
9,35	83	171	0,485	8,70	87	349	0,249
10,10	80	169	0,474	10,10	86	361	0,238
11,40	79	171	0,462	11,40	84	357	0,236
13,30	77	174	0,443	14,20	81	357	0,227
14,20	78	173	0,450	15,30	81	358	0,226
15,20	78	171	0,456	16,60	80	355	0,225
17,60	76	174	0,437	17,70	81	358	0,226

Ces tableaux montrent que, dans les limites de vitesses réalisées de 5 à 18 *m/sec*, le rapport $\frac{R_x}{R_y}$ diminue d'une manière régulière de 0,54

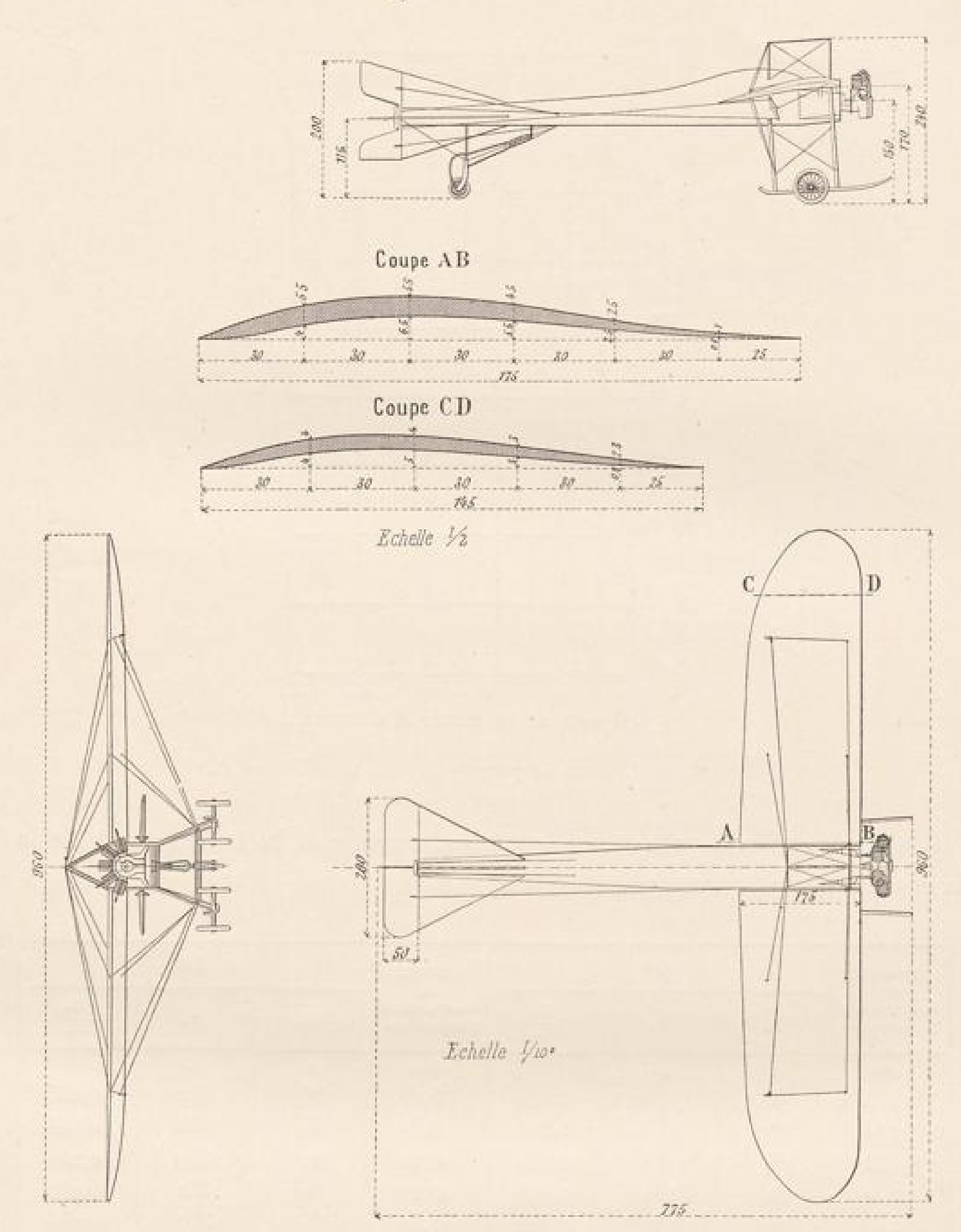


Fig. 27. — *Modèle du monoplan Balsan.*

à 0,44 pour l'angle de 0° et de 0,26 à 0,23 pour celui de 3°. Il semble donc que la qualité de l'appareil, au point de vue de la pénétration,

augmenterait avec la vitesse. Cette circonstance expliquerait pourquoi le monoplan Nieuport a pu, dans une course récente, dépasser la vitesse de 120 *km/h* avec un moteur relativement peu puissant.

Nous nous réservons, dans notre nouveau laboratoire, d'étudier cette question de plus près, à des vitesses dépassant de beaucoup 18 *m/sec*.

Monoplan Balsan.

M. Balsan nous a fourni un modèle au 1/12 de son aéroplane.

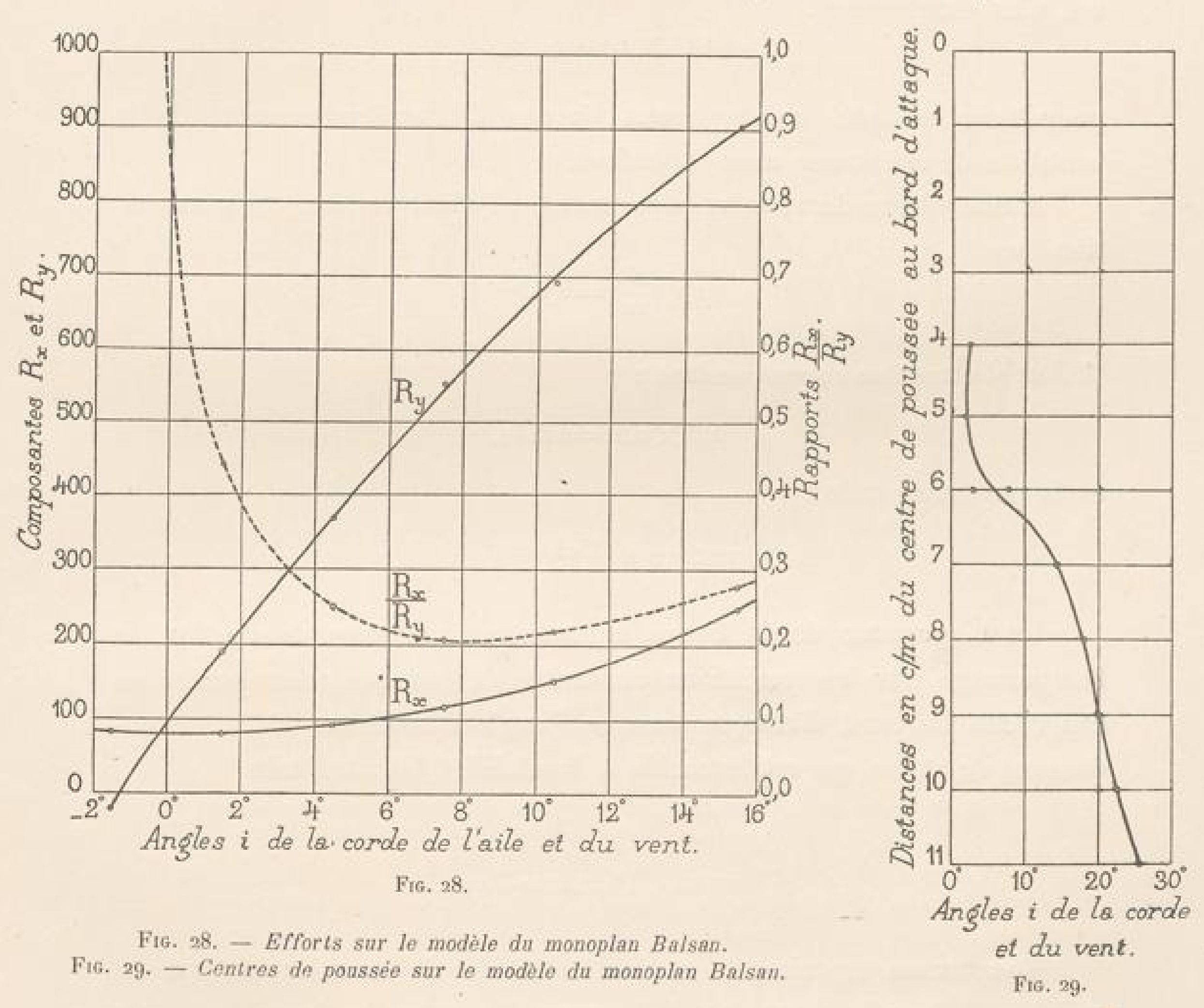


Fig. 28.

Fig. 29.

Fig. 28. — *Efforts sur le modèle du monoplan Balsan.*
Fig. 29. — *Centres de poussée sur le modèle du monoplan Balsan.*

Ce modèle comprenait les gouvernails, le moteur, le train d'atterrissage, etc. (fig. 27). Nous avons expérimenté ce modèle complet sous différentes inclinaisons par rapport au vent. Les figures 28 et 29 représentent nos résultats d'expérience.

La courbe des $\frac{R_x}{R_y}$ atteint, aux environs de 8°, la valeur 0,20 assez faible et par conséquent très favorable pour un appareil complet. Pour cette inclinaison et à 10 *m/sec*, on a :

$$R_y = 0{,}580\ kg.$$

Sur l'aéroplane lui-même, on aurait, puisque le modèle est au 1/12 :

$$0{,}580 \times \overline{12}^2 = 83{,}5\ kg,$$

ou, plus exactement :

$$83{,}5 \times 1{,}1 = 92\ kg,$$

pour tenir compte, comme nous l'avons dit antérieurement, de la variation de résistance avec la surface.

A une vitesse de 25 *m/sec* par exemple, l'effort vertical de sustentation serait :

$$92 \times \left(\frac{25}{10}\right)^2 = 575\ kg \quad (1),$$

l'effort de traction correspondant :

$$575 \times 0{,}20 = 115\ kg,$$

et la puissance utile :

$$\frac{115 \times 25}{75} = 38 \text{ chevaux.}$$

Le diagramme de la figure 29 montre l'influence de l'action de l'empennage sur les variations du centre de poussée : ce dernier se rapproche du bord d'attaque lorsque l'angle d'incidence s'abaisse au-dessous de 5°, ce qui est favorable à la stabilité longitudinale.

Torpille Paulhan-Tatin.

Nous avons expérimenté un modèle au 1/10 de ce monoplan, qui est représenté dans la figure 30. Cet appareil, comme on le voit, est très fuselé.

Les courbes de la figure 31 représentent nos résultats. Pour les

(1) L'appareil pèse à vide 438 *kg*. Le poids utile serait ainsi de 137 *kg*.

angles de 8° à 10°, le rapport $\frac{R_x}{R_y}$ est de 0,17 ; c'est la plus faible valeur que nous ayons observée avec des modèles d'aéroplane.

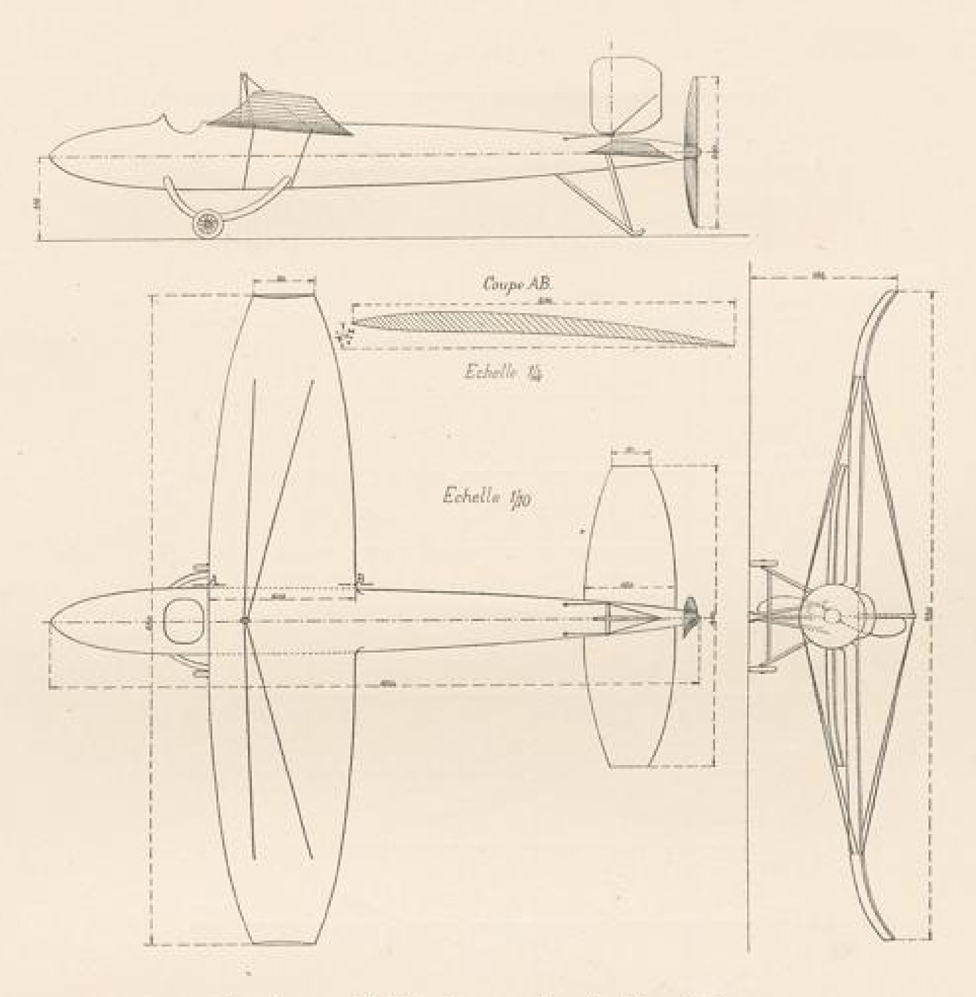


Fig. 30. — *Modèle du monoplan Paulhan-Tatin.*

M. Tatin nous a donné, comme caractéristiques de son appareil :

Vitesse réalisée	125 *km*, soit 34,7 *m/sec*
Surface des ailes	12,5 m^2
Poids en ordre de marche	420 *kg*

Pendant le vol, le fuselage est sensiblement horizontal, et l'incidence des ailes est de 4° à 5°.

A 5°, le modèle au 1/10 donne, pour un vent de 10 *m/sec* :

$$R_y = 0,330 \, kg.$$

A 34,7 *m/sec*, soit 125 *km/h*, l'aéroplane donnerait comme sustentation :

$$0{,}330 \times 1{,}1 \times 100 \left(\frac{34{,}7}{10}\right)^2 = 440 \; kg \text{ environ.}$$

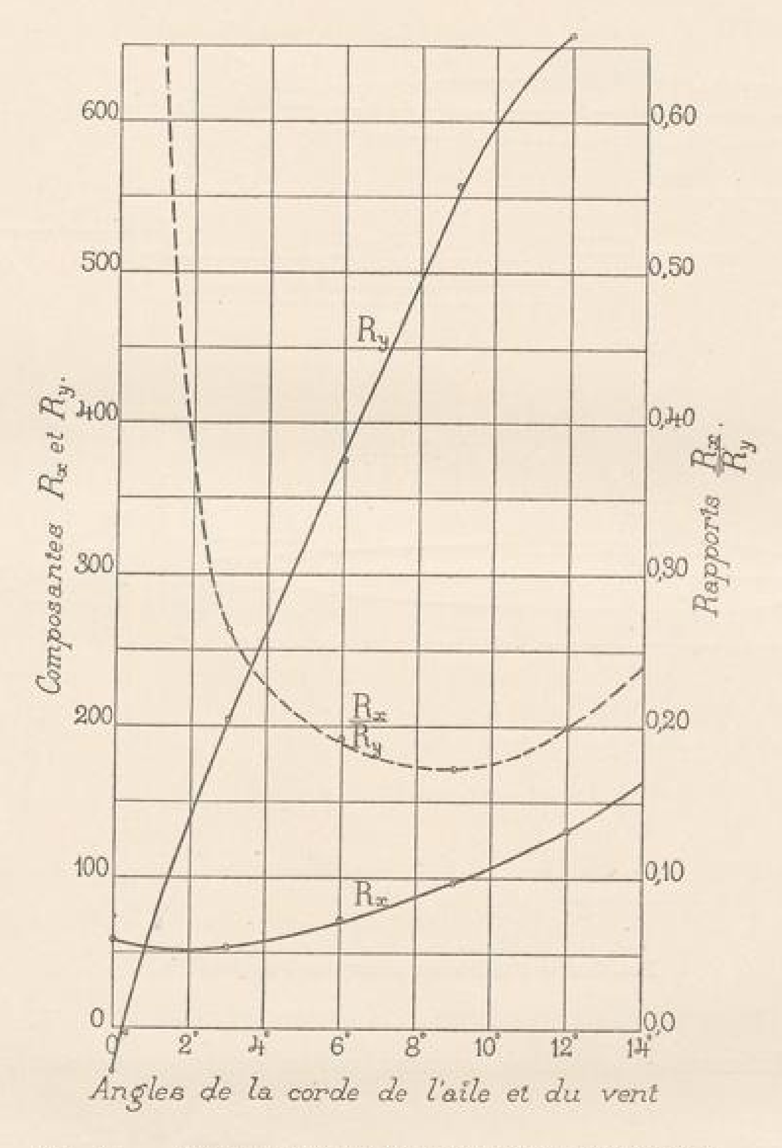


FIG. 31. — *Efforts sur le modèle du monoplan Paulhan-Tatin.*

A 5°, notre diagramme donne $\frac{R_x}{R_y} = 0{,}20$.

La résistance à l'avancement de l'aéroplane serait donc

$$440 \times 0{,}20 = 88 \; kg,$$

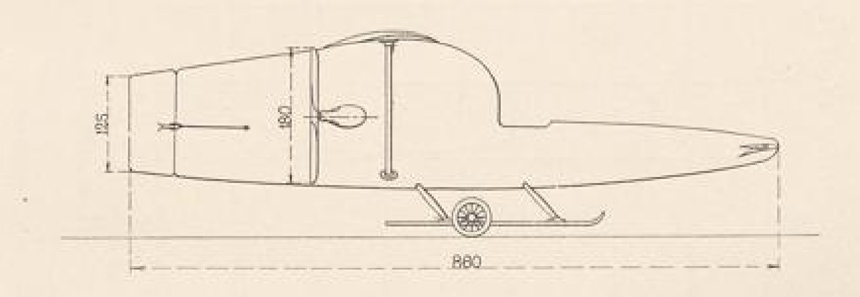
absorbant une puissance utile de

$$\frac{88 \times 34,7}{75} = 40 \text{ chevaux environ.}$$

Ces résultats, déduits de nos essais, ont été confirmés par de très beaux vols réalisés récemment sur l'aérodrome de Reims.

Monoplan Letellier-Bruneau.

Le modèle au 1/10 du monoplan de MM. Letellier et Bruneau se distingue par sa forme particulière, qui rappelle celle des automobiles



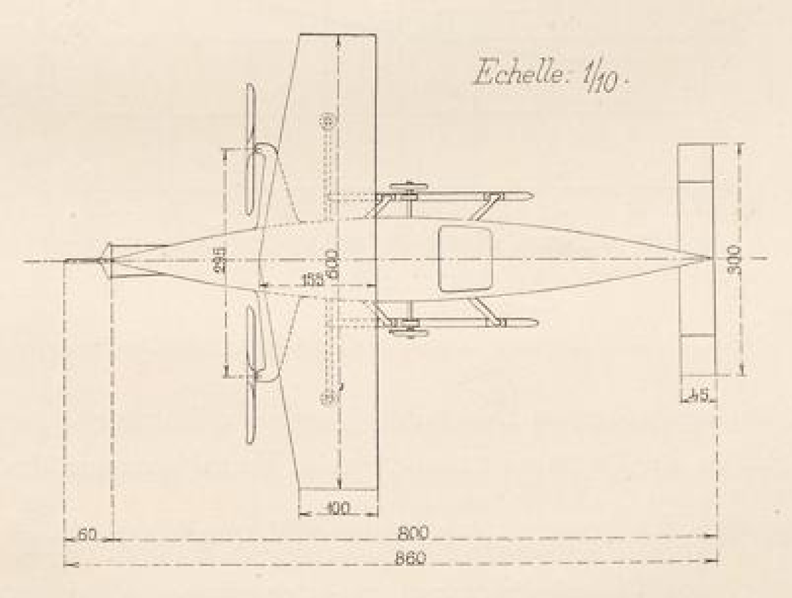


Fig. 32. — *Modèle du monoplan Letellier-Bruneau.*

(fig. 32). Les deux hélices sont placées à l'arrière de part et d'autre du fuselage ; le gouvernail de profondeur, situé à l'avant, est formé

de deux ailes placées de part et d'autre d'un empennage fixe assez important, de telle sorte qu'il s'exerce toujours à l'avant de l'appareil un effort assez considérable qui tend à s'opposer, même en cas de fausse manœuvre du gouvernail de profondeur, à ce que l'appareil « pique du nez ». L'aile est unique et a le profil de notre aile n° 8.

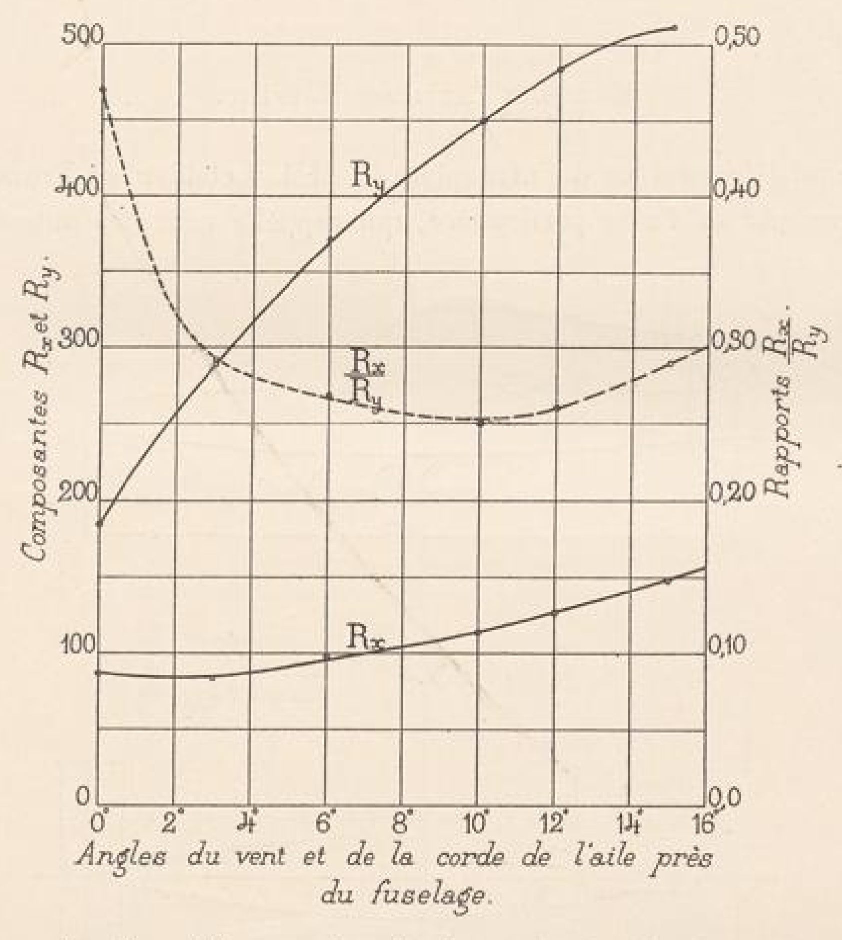
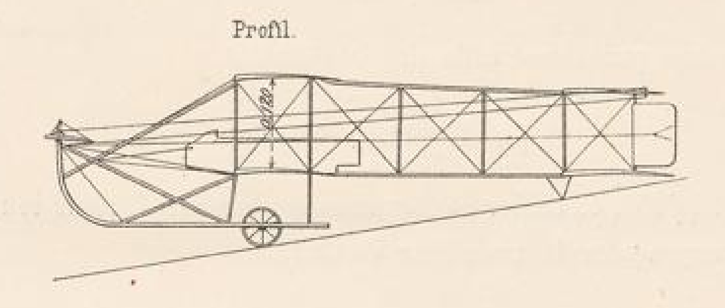


FIG. 33. — *Efforts sur le modèle du monoplan Letellier-Bruneau.*

On peut lui reprocher sa trop faible étendue relativement aux surfaces non portantes de l'appareil ; malgré cela, l'essai a donné des résultats encourageants. La figure 33 montre en effet que le rapport $\frac{R_x}{R_y}$ minimum est de 0,25 pour l'aile à 9° environ, mais ce rapport diminuerait sensiblement si l'importance relative de l'aile était plus grande, en même temps qu'augmenterait la valeur de R_y qui, pour cet angle, est assez faible :

$$R_y = 0{,}435 \, kg.$$

Cette valeur conduit pour l'appareil en grandeur, et pour une vitesse



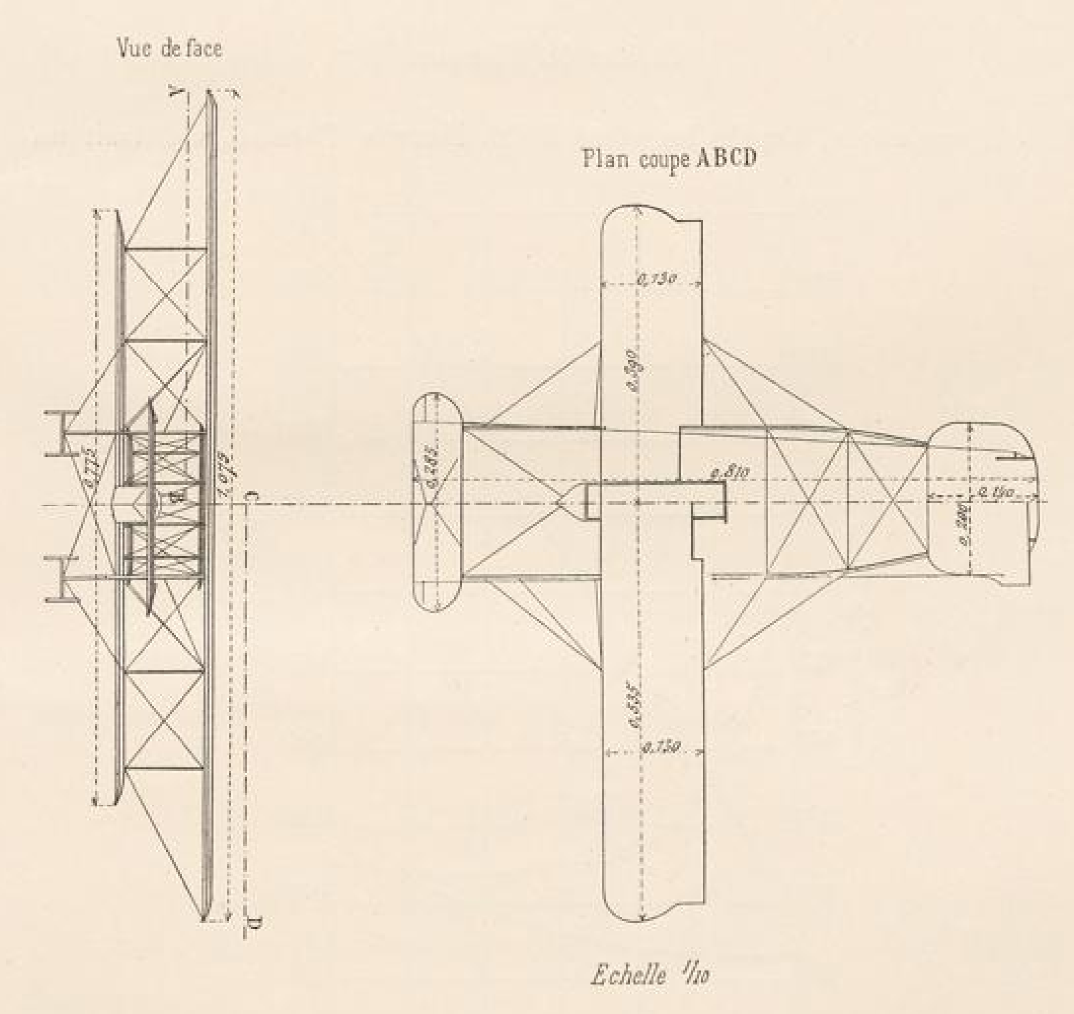


FIG. 34. — *Modèle du biplan militaire M. Farman* (v. page 48).

de 25 $m/sec = 90\ km/h$ par exemple, à la trop faible sustentation de :

$$0{,}435 \times 1{,}1 \times 100 \times \left(\frac{25}{10}\right)^2 = 300\ kg,$$

correspondant à une résistance à l'avancement de

$$300 \times 0{,}25 = 75\ kg,$$

qui absorbe une puissance utile de

$$75 \times \frac{25}{75} = 25 \text{ chevaux.}$$

Du reste, MM. Letellier et Bruneau se disposent, pour leur appareil définitif, à augmenter la grandeur de l'aile.

Biplan M. Farman.

Nous avons, d'après les plans de M. Maurice Farman, construit un

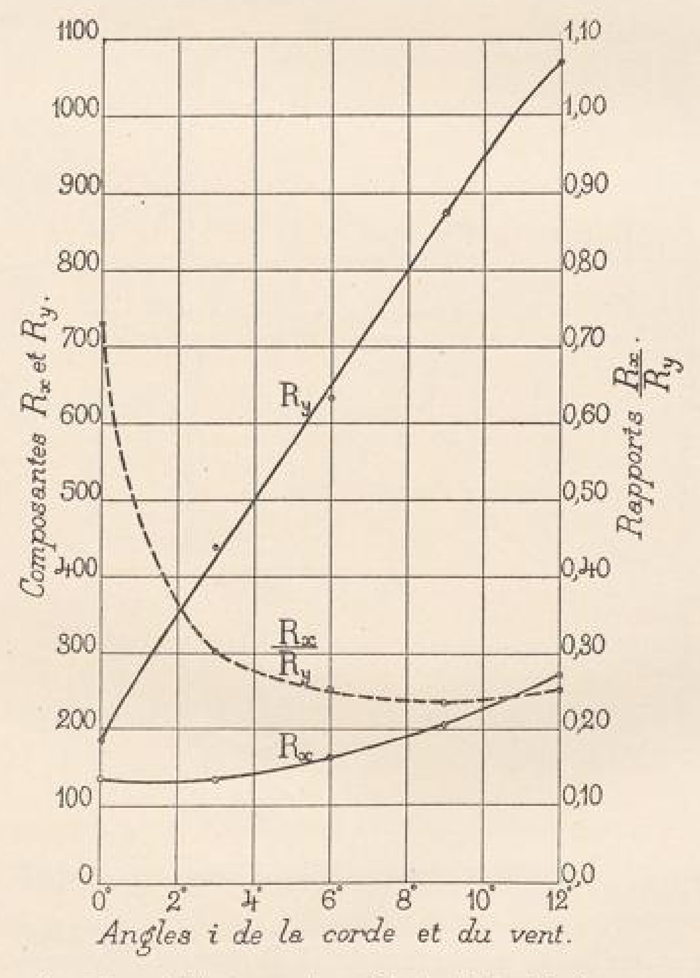


Fig. 35. — *Efforts sur le modèle du biplan M. Farman.*

modèle au 1/15 de son biplan militaire de 15,50 *m* d'envergure qui

à 20 *m/sec* enlève 790 *kg*, avec un moteur de 60 chevaux environ. La figure 34 représente ce modèle.

Le diagramme des R_x et des R_y est donné dans la figure 35. Il montre qu'à 8° on a :

$$R_y = 0{,}800, \qquad \frac{R_x}{R_y} = 0{,}23.$$

On peut en conclure qu'à la vitesse de 20 *m/sec* l'appareil réel enlèverait un poids de :

$$0{,}800 \times 1{,}1 \times \overline{15}^2 \times \overline{20}^2 = 800 \; kg \text{ environ.}$$

La résistance à l'avancement serait alors :

$$800 \times 0{,}23 = 184 \; kg,$$

absorbant une puissance utile de :

$$\frac{184 \times 20}{75} = 49 \text{ chevaux environ.}$$

Ainsi, les chiffres déduits de nos essais sont d'accord avec la réalité.

§ 9. — Essais divers.

Nous rangeons dans ce paragraphe les essais que nous avons faits pour divers constructeurs et qui ne rentrent pas dans les études systématiques dont nous avons parlé jusqu'à présent.

1° Poutre Fabre.

M. Fabre nous a fourni pour l'essayer un fragment de la poutre qu'il a employée sur ses aéroplanes marins, et qui est représentée dans la figure 36.

Ce fragment avait une longueur de 83 *cm*, soit le 1/15 de la longueur de la poutre utilisée sur l'appareil de 12,20 *m* d'envergure.

Dans le tableau ci-dessous qui représente nos résultats, les deux premières colonnes sont les efforts exercés sur le fragment que nous avons expérimenté, par un vent de 10 *m/sec*, et les deux dernières sont les

efforts que nous en avons déduits pour la poutre de 12,20 *m* d'envergure et un vent de 20 *m/sec*.

Les positions I, II, III se rapportent, comme on voit, à une poutre faisant des angles de 0°, 5°, et 10° avec le vent, et les positions IV et V correspondent au cas où l'appareil est frappé par un vent de côté tel que

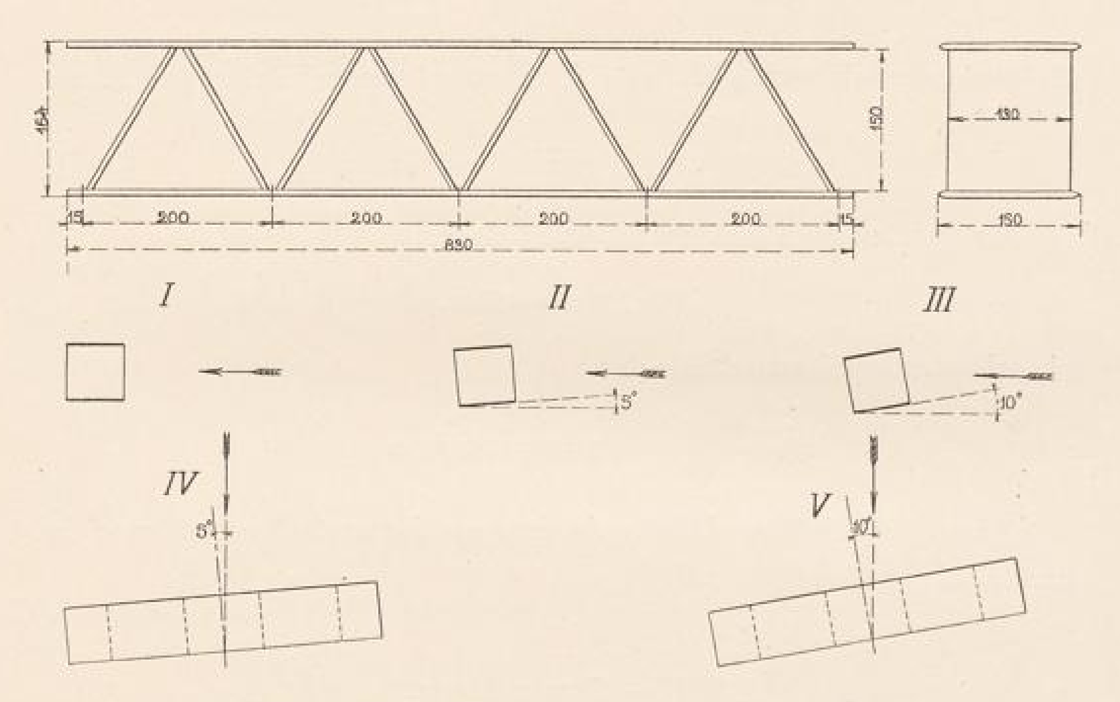


Fig. 36. — *Poutre Fabre, et son orientation dans les essais.*

le vent relatif soit incliné de 5° ou 10° sur la direction du mouvement; les plans supérieur et inférieur de la poutre sont toujours supposés rester dans le lit du vent.

POSITIONS données à la poutre	EFFORTS EN GRAMMES exercés sur le modèle par un vent de 10 *m/sec*		EFFORTS EN KG exercés sur la poutre de 12,20 *m* par un vent de 20 *m/sec*	
	Effort parallèle au vent R_x	Effort perpendiculaire au vent R_y	Effort parallèle au vent R_x	Effort perpendiculaire au vent R_y
	gr	*gr*	*kg*	*kg*
I.	49	— 137	2,94	— 8,22
II.	67	275	4,02	16,50
III.	121	741	7,25	44,50
IV.	59	176	2,55	10,60
V.	73	234	4,38	14,00

2° Montants Farman.

L'essai de trois sortes de montants que nous a fournis M. Maurice Farman nous a montré un fait curieux, que nous avions déjà observé en expérimentant à différentes vitesses, le bout arrondi en avant, le corps fusiforme représenté page 76 de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*.

La figure 37, qui représente le résultat de l'essai de ce corps fusi-

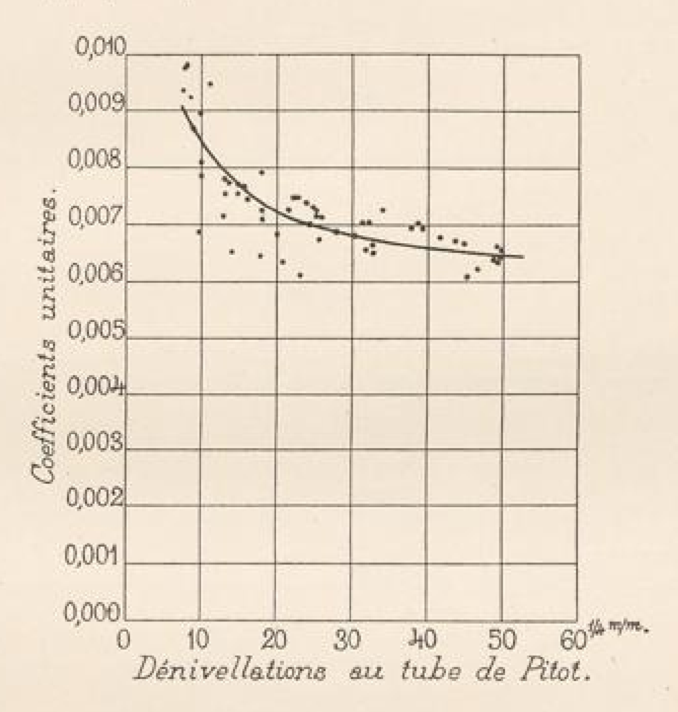


Fig. 37. — *Coefficient du corps fusiforme.*

forme, montre assez nettement que le coefficient diminue quand la vitesse augmente. Si pour une même vitesse les points d'expérience paraissent écartés sur ce diagramme, c'est que, dans la réalité, ils correspondent à des efforts de quelques grammes seulement et par conséquent difficiles à mesurer très exactement; mais l'allure de leur ensemble ne laisse aucun doute sur la diminution du coefficient quand la dénivellation au tube de Pitot croît de 7 à 50 quarts de *mm*, c'est-à-dire quand la vitesse croît de 5 à 15 *m/sec*. (Formule pratique de transformation $V = 4\sqrt{h_{mm}}$.)

Les montants de M. Farman n'avaient pas une section uniforme sur toute leur longueur, qui était de 42 *cm*. Nous avons représenté dans la figure 38 trois coupes faites dans chaque montant, à l'extrémité, au quart et au milieu.

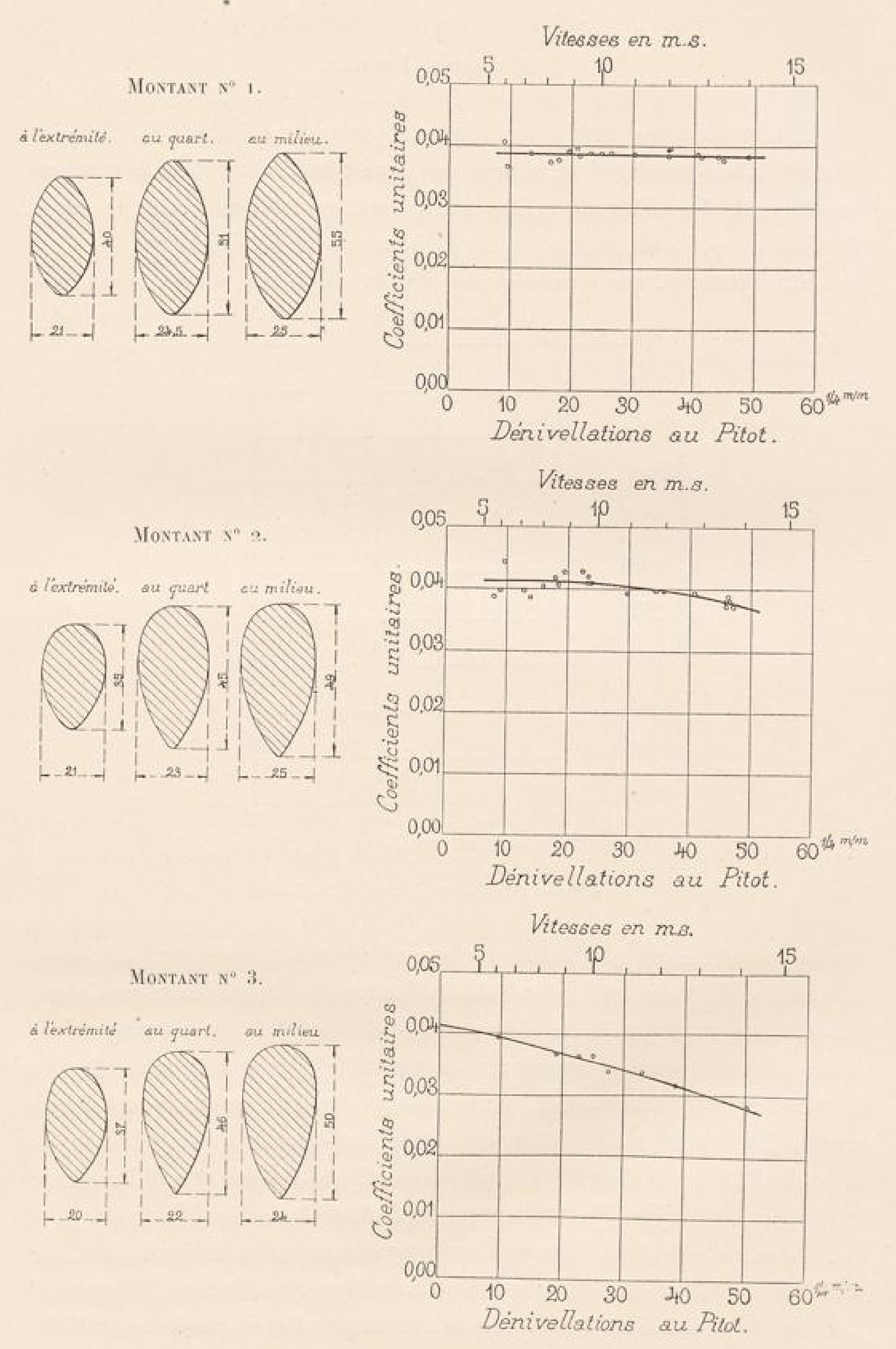


Fig. 38. — *Essais de montants de M. Farman.*

On voit que le montant n° 1 a une forme ovoïde présentant les mêmes courbures à l'avant et à l'arrière. Les montants n° 2 et n° 3 sont plus arrondis à l'avant et un peu plus fuselés à l'arrière sans présenter entre eux de différences notables, le montant n° 3 étant cependant très légèrement plus effilé à l'arrière que le montant n° 2.

Les courbes de la figure 38 représentent les résultats de nos mesures faites à des vitesses variant depuis 5 jusqu'à 15 *m/sec*.

Alors que le coefficient de résistance semble indépendant de la vitesse pour le montant n° 1, il baisse légèrement à mesure que cette dernière augmente pour le montant n° 2, et il diminue dans de plus grandes proportions pour le montant n° 3. C'est encore un point que nous étudierons ultérieurement à de plus grandes vitesses.

3° Plaque perforée.

MM. Pinoy et Masson nous ont proposé l'essai d'une plaque perforée dans le but de savoir si on pourrait alléger ainsi, sans inconvénient au point de vue de la résistance de l'air, les ailes d'aéroplanes.

Dans ce but, nous avons procédé à l'essai d'une plaque de 90×15 *cm* à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$, perforée de 30 trous régulièrement répartis, ayant 20 *mm* de diamètre.

La surface de la plaque ordinaire est de 1.350 cm^2, celle des pleins de la plaque perforée de 1.256 *cm*, soit 7 °/₀ en moins.

La comparaison des résultats obtenus avec ces deux plaques montre que, pour la même incidence, les résistances à l'avancement sont sensiblement les mêmes, alors que la sustentation de la plaque perforée est beaucoup réduite. Ainsi, aux angles de 0° et 5°, on a :

	0°			5°		
	R_x	R_y	$\frac{R_x}{R_y}$	R_x	R_y	$\frac{R_x}{R_y}$
	gr	*gr*		*gr*	*gr*	
Plaque perforée	50	165	0,31	65	392	0,17
Plaque non perforée	52	297	0,18	70	719	0,10

La comparaison des deux surfaces à 90° n'est pas moins intéressante. A 90°, l'effort horizontal exercé, par un vent de 10 *m/sec*, sur la

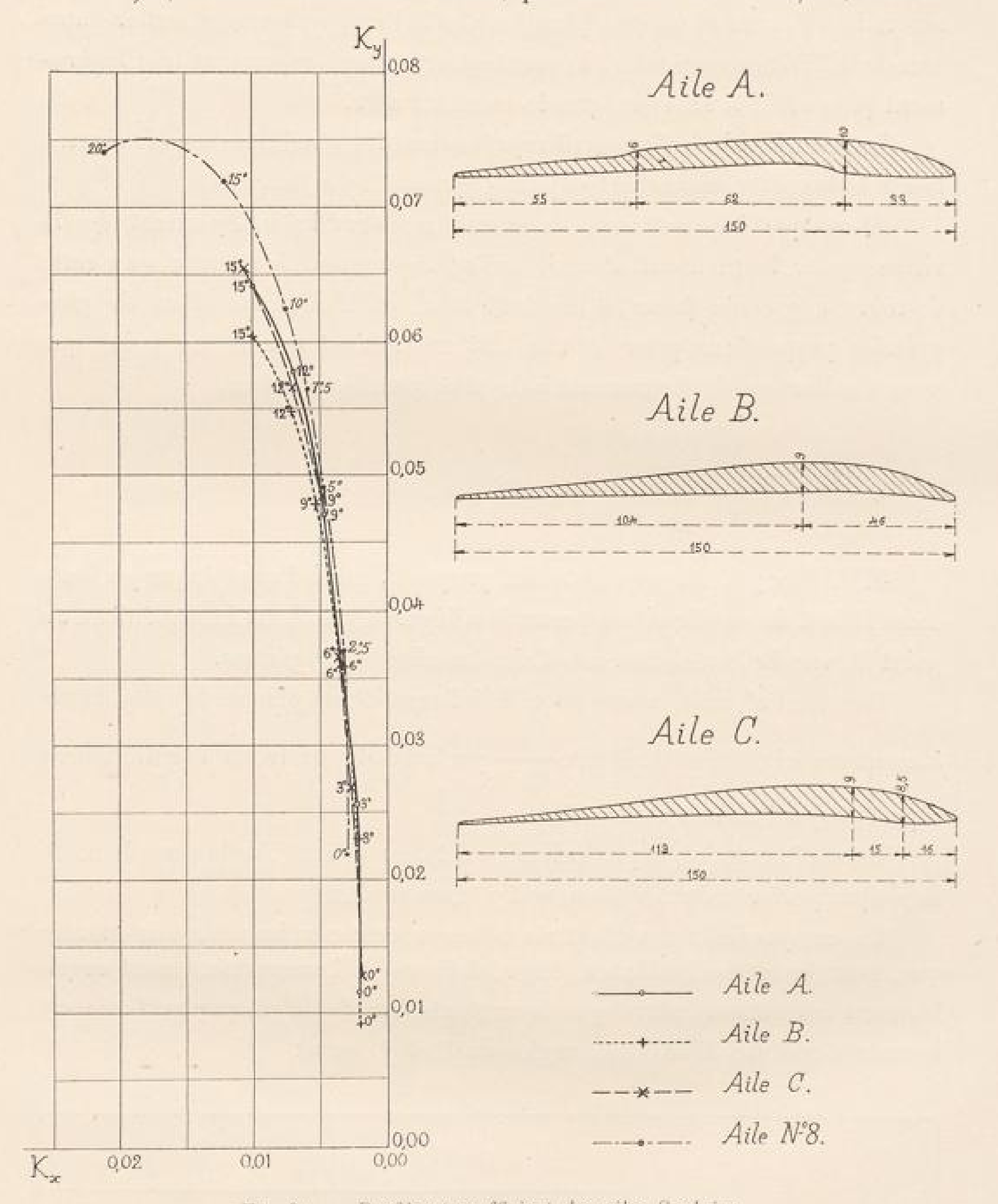


Fig. 39. — *Profils et coefficient des ailes Saulnier.*

plaque perforée a été trouvé de 1.025 *gr*. Sur la plaque non perforée, il est de 1.033 *gr* : comme aux autres angles, il ne change donc pas, malgré la réduction de surface de 7 °/ₒ due à la présence des trous.

4° Ailes Saulnier.

Nous avons expérimenté trois ailes (fig. 39), dont les modèles nous ont été fournis par M. Saulnier. La première de ces ailes présentait deux ressauts, l'un sur la face inférieure et l'autre sur la face supérieure, correspondant à certaines idées théoriques de l'auteur.

La polaire de cette première aile ne diffère pas sensiblement de celle de notre aile n° 8 jusqu'aux sustentations de 0,05; au delà, notre aile n° 8 est certainement préférable. A ce point de vue, le tracé très spécial de l'aile A ne paraît pas présenter des avantages particuliers. Mais la figure 40, qui représente les variations du centre de poussée, montre que ce dernier ne subit que des déplacements peu sensibles entre 6 et 18°, condition très favorable pour la stabilité.

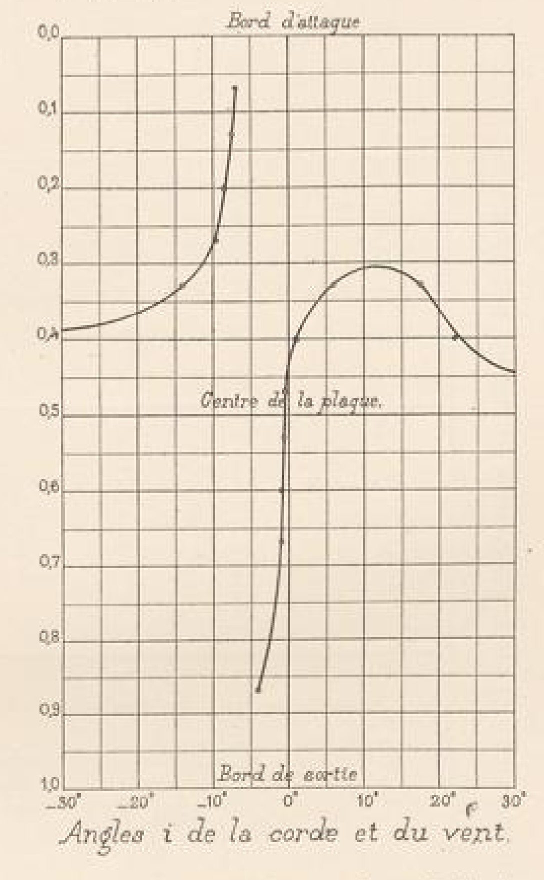


Fig. 40. — *Centres de poussée sur l'aile A.*

Les deux autres profils B et C se rapprochent des types courants; leurs polaires donnent des résultats à très peu près identiques à ceux de l'aile A.

§ 10. — Formules relatives au choix d'une aile.

A la page 118 de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, nous avons longuement détaillé une méthode graphique permettant, étant données quatre des cinq quantités fondamentales d'un aéroplane, c'est-à-dire : le poids enlevé Q, la vitesse réalisée V, la puissance utile P, la surface portante S et la surface nuisible S', de choisir dans chaque cas particulier l'aile la plus avantageuse, parmi celles dont on connaît les polaires.

Tracé de la courbe auxiliaire γ et choix de l'aile d'après les polaires.

Caractéristiques données.	P, S, S′ V	P, Q, S′, V	P, Q, S, V	Q, S, S′, V	P, Q, S, S′
Caractéristique non déterminée	Q	S	S′	P	V
Courbe auxiliaire γ — Nature de la courbe	Droite parallèle à OK_y.	Droite passant par l'origine.	Droite parallèle à OK_x.	Droite parallèle à OK_x.	Courbe parabolique d'axe OK_x.
Courbe auxiliaire γ — Equation	$K_x = \frac{P}{1,1\,SV^3} - \frac{0,08\,S'}{1,1\,S}$	$\frac{K_x}{K_y} = \frac{V^2}{Q}\left(\frac{P}{V^3} - 0,08\,S'\right)$	$K_y = \frac{Q}{1,1\,SV^2}$	$K_y = \frac{Q}{1,1\,SV^2}$	$K^{\frac{3}{2}} = \frac{Q^{\frac{3}{2}}}{P\sqrt{1,1\,S}}\left(K_x + \frac{0,08\,S'}{1,1\,S}\right)$
L'aile la plus avantageuse est celle dont la polaire coupe γ au point le plus.	Haut.	Haut.	A droite.	A droite.	Bas.
Valeur correspondante de la 5e caractéristique (1).	$Q = K_y\,1,1\,SV^2$	$S = \frac{Q}{1,1\,K_y V^2}$	$S' = \frac{1}{0,08}\left(\frac{P}{V^3} - \frac{K_x}{1,1\,S}\right)$	$P = V^3(1,1\,SK_x + 0,08\,S')$	$V = \sqrt{\frac{Q}{1,1\,K_y\,S}}$
Exemple — Données.	P = 40 *ch.* S = 40 *m²*. S′ = 1,5 *m²*. V = 15 *m/sec.*	Q = 800 *kg.* P = 37,5 *ch.* S′ = 1 *m²*. V = 22,2 *m/sec.*	P = 20 *ch.* Q = 400 *kg.* S = 20 *m²*. V = 30 *m/sec.*	Q = 570 *kg.* S = 40 *m²*. S′ = 1,5 *m²*. V = 15 *m/sec.*	P = 26 *ch.* Q = 570 *kg.* S = 40 *m²*. S′ = 1,5 *m²*.
Exemple — Solution.	Aile nº 4 à 15°. Q = 980 *kg.*	Aile nº 3 à 6° S = 25 *m²*.	Aile nº 12 à 3°. S′ = 0,33 *m²*.	Aile nº 3 à 5°,8 ou Aile nº 14 à 8°,6. P = 16,6 *ch.*	Aile nº 10 à 4° V = 18,7 *m/sec.*

(1) K_x ou K_y se lit à l'intersection de γ et de la polaire de la courbe.

Il suffit, comme on l'a vu, de déterminer l'intersection des polaires avec une courbe auxiliaire γ, obtenue en éliminant la cinquième quantité entre les équations de définition de K_x et K_y :

$$K_y = \frac{Q}{1{,}1\,SV^2},$$

$$K_x = \frac{P}{1{,}1\,SV^3} - \frac{0{,}08\,S'}{1{,}1\,S}.$$

Le tableau ci-contre donne, dans chacun des cinq cas qui peuvent se présenter, l'équation et la nature de la courbe γ, et résume les opérations à faire pour obtenir celle des cinq quantités qui est inconnue.

Cette méthode, qui est très commode quand on connaît quatre des cinq quantités fondamentales, devient pratiquement inapplicable, en raison des tâtonnements qu'elle entraîne, quand on n'en connaît que trois. C'est alors qu'elle est remplacée par les deux abaques donnés à la fin de notre précédent volume, et dont l'un, très simple, s'applique aux conditions que remplit le plus souvent une bonne aile et dont il faut chercher à se rapprocher, savoir :

$$K_y = 0{,}06, \qquad \frac{K_x}{K_y} = 0{,}10,$$

tandis que l'autre, un peu plus compliqué, s'applique à une aile quelconque dont on a déterminé expérimentalement les K_x et les K_y pour plusieurs inclinaisons.

CHAPITRE II

PREMIÈRES ÉTUDES SUR LES HÉLICES

§ 1. — Mode d'expérience.

L'étude des hélices a été faite en utilisant le courant d'air très régulier dont nous disposons : il suffit de faire tourner une hélice dans ce courant, avec une vitesse connue, pour déduire, de la mesure de la poussée et du couple résistant, tous les éléments de fonctionnement de cette hélice.

A cet effet, nous avons disposé dans l'axe du courant l'appareil représenté par les figures 41 et 42. L'hélice, dont le diamètre peut aller jusqu'à 1 *m*, est fixée à l'extrémité d'un arbre parallèle au vent et directement relié à l'induit d'une dynamo de 2 chevaux; cette dynamo est protégée de l'action de l'air par une boîte fixe de forme effilée. L'ensemble formé par l'hélice, son arbre et la dynamo, est suspendu à des points fixes (2) par des fils métalliques, de façon que la poussée de l'hélice tend à le tirer en avant; il en est empêché par une tige horizontale qui le relie à la tige verticale de la balance. La traction exercée sur la tige est égale à la poussée de l'hélice, et on la mesure à la balance, de la même manière que la poussée du vent sur une plaque. D'autre part, les fils métalliques qui portent cet ensemble lui sont réunis par l'intermédiaire de deux couteaux

(1) J'ai rendu compte, dans ma conférence faite à l'Aéro-Club de France le 27 mai 1911, des premiers résultats de mon étude sur les hélices propulsives.

(2) Ces points appartiennent au chariot mobile qui nous a servi à l'étude de la pression sur la surface des plaques.

parallèles à son axe, et situés à un niveau un peu supérieur à celui de son centre de gravité; il en résulte qu'il est incliné par le couple exercé par l'air sur l'hélice, d'un angle qui permet de mesurer ce couple. On connaît cet angle par une tige fixée à la dynamo et qui se déplace devant une échelle courbe; le tarage de cette échelle a été fait en substituant au couple exercé par l'air une série de poids suspendus à une distance bien

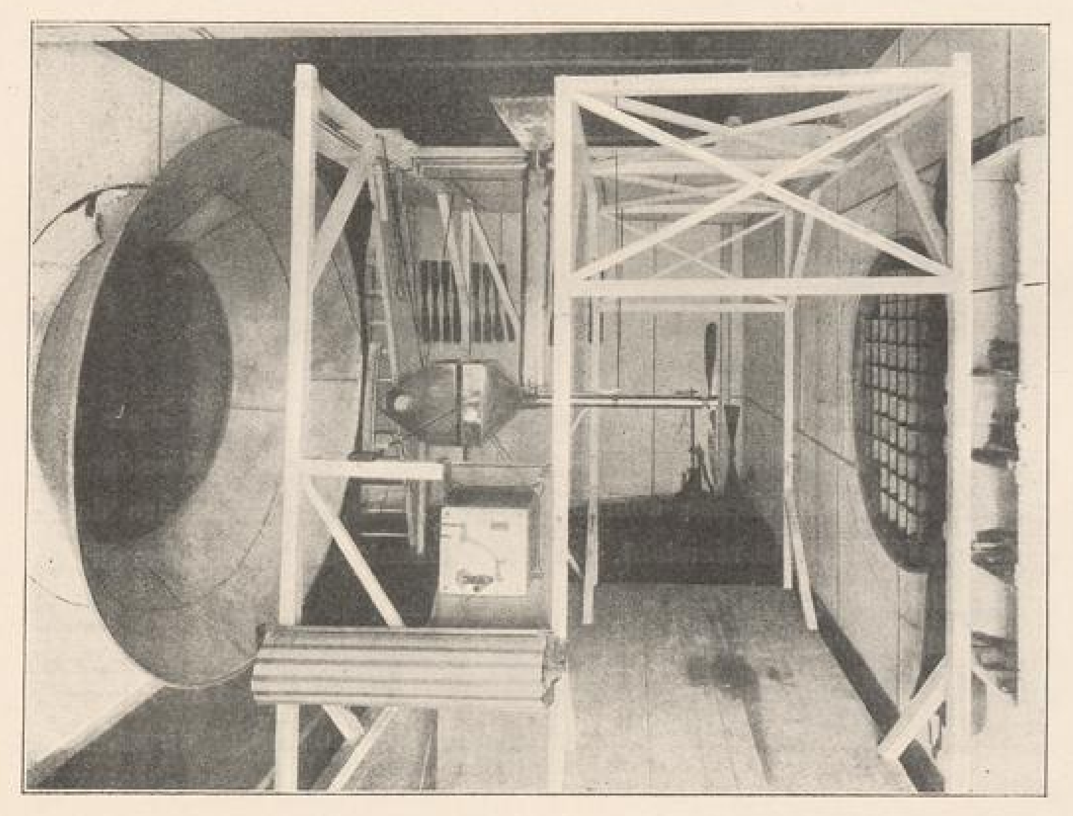


Photo Henri Manuel.

FIG. 41. — *Essai d'une hélice.*

connue de l'axe des couteaux. On lit ainsi directement le couple. Enfin, le nombre de tours est donné par un indicateur de vitesse instantanée, soigneusement taré et souvent vérifié, qui est fixé à la dynamo elle-même.

En résumé, on détermine la poussée de l'hélice par la balance, le couple par la lecture de l'échelle et la vitesse de rotation par la lecture de l'indicateur. Le tube de Pitot donne d'ailleurs la vitesse du courant d'air. Ces quatre mesures se font simultanément. On donne au courant d'air une série de vitesses comprises entre 5 et 18 *m*, et pour chacune d'elles on

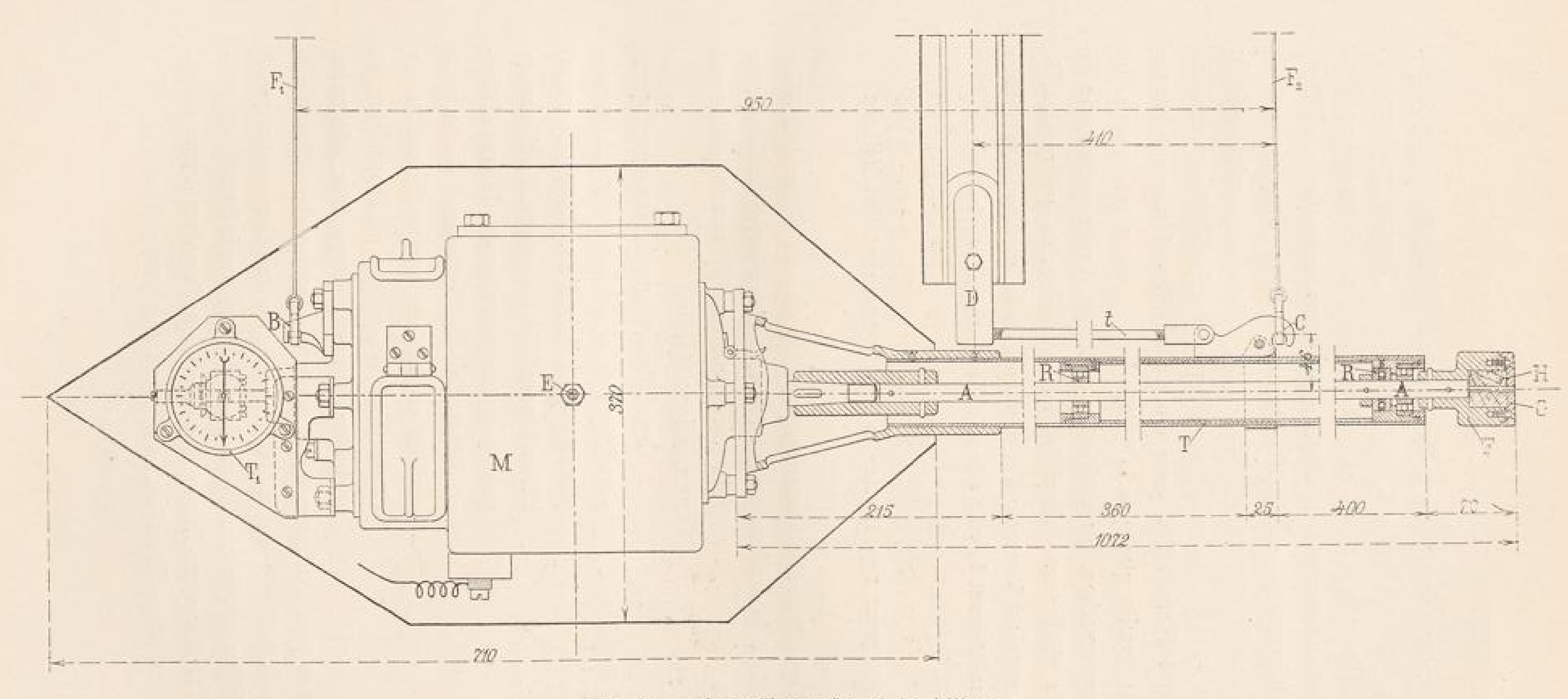


Fig. 42. — *Appareil pour l'essai des hélices.*

Principe de l'appareil. — L'hélice H, dont on voit la coupe suivant l'axe, est fortement maintenue dans une fourche F, par une rondelle G; elle est mise en mouvement par l'arbre A monté sur roulements et butée à billes R dans un tube T fixé au bâti du moteur électrique M de 2 chevaux.

Cet ensemble est suspendu par des fils F_1, F_2, dont une extrémité est fixée à un châssis roulant et dont l'autre porte les sièges de deux couteaux B et C autour desquels il peut s'incliner transversalement. L'inclinaison qui fait connaître le couple est mesurée, par l'intermédiaire d'une tige E, sur une échelle graduée placée en avant de l'appareil.

La poussée de l'hélice est transmise par une tige filetée *t* au bras vertical D de la balance.

Un tachymètre T_1, monté à l'arrière du moteur, fait connaître par une lecture directe la vitesse de rotation en tours par minute.

fait tourner la dynamo à des nombres de tours compris entre 400 et 1.600.

Pour représenter les résultats, nous employons, depuis janvier 1911, la méthode suivante, qui permet, en principe, de représenter par deux courbes tout le fonctionnement de l'hélice, et même de toutes les hélices de forme géométriquement semblable. On sait que le plus souvent on portait en abscisses la vitesse de translation et en ordonnées soit la puissance, soit la poussée, et cela pour chaque nombre de tours réalisés dans l'essai, ce qui donnait lieu pour une seule hélice à une nombreuse série de courbes; tandis que par la méthode que nous proposons, on remplace par deux courbes, au moins en principe, toute cette série de diagrammes. Cela réalise une simplification considérable qui rendra, je crois, de grands services à ceux qui s'occupent de la question des hélices et qui semblent maintenant l'avoir adoptée d'une manière générale.

§ 2. — Méthode pour représenter le fonctionnement des hélices.

Si on admet que les efforts exercés par l'air sur un élément d'hélice sont proportionnels à la surface de cet élément et au carré de la vitesse relative, on est conduit aux formules que nous allons établir.

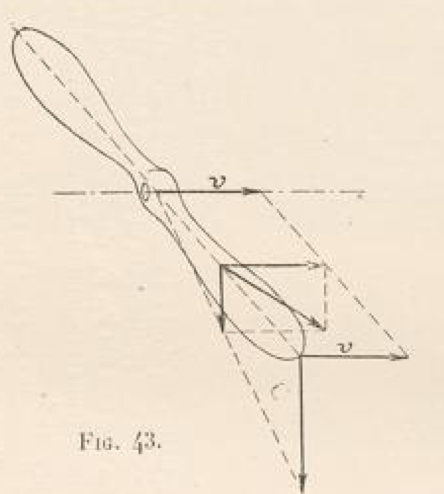


Fig. 43.

Considérons une hélice ayant pour diamètre l'unité de longueur, et animée par rapport à l'air d'une vitesse de translation V parallèle à son axe. La figure 43 montre que si les vitesses de translation et de rotation à l'extrémité de la pale varient en restant proportionnelles, la vitesse relative en un point quelconque varie dans la même proportion, et que sa direction ne change pas. Autrement dit, pour une même direction de la vitesse relative à l'extrémité de la pale, la vitesse relative en un point quelconque de l'hélice est invariable en direction, et son intensité est proportionnelle à V. Dans ces conditions, les efforts sur la pale ont une résultante fixe en position et en direction, et d'intensité φ proportionnelle à V^2 :

$$\varphi = AV^2.$$

Dans une hélice géométriquement semblable, de diamètre D, et dont les vitesses à l'extrémité de la pale ont encore le même rapport, la résultante sera placée sur la droite homologue, et son intensité Φ sera multipliée par le rapport des surfaces, c'est-à-dire par $\frac{D^2}{1}$:

$$\Phi = AV^2D^2.$$

Mais nous savons que A ne dépend que de la direction de la vitesse relative à l'extrémité des hélices, c'est-à-dire de $\frac{V}{\pi n D}$ ou $\frac{V}{nD}$, si l'on considère l'hélice de diamètre D et si l'on appelle n son nombre de tours par seconde. On peut donc écrire

$$\Phi = V^2D^2 f\left(\frac{V}{nD}\right),$$

ce qui peut prendre la forme

$$\Phi = \left(\frac{V}{nD}\right)^2 (nD)^2 D^2 f\left(\frac{V}{nD}\right).$$

ou

$$\Phi = n^2D^4 f'\left(\frac{V}{nD}\right).$$

En projetant Φ sur l'axe de l'hélice, on aura l'effort de traction F des deux pales par une formule analogue :

$$F = n^2D^4 f_1\left(\frac{V}{nD}\right).$$

Les composantes perpendiculaires à l'axe donnent un couple dont le moment C est proportionnel à ces composantes et à leur distance à l'axe, c'est-à-dire au diamètre de l'hélice :

$$C = \left[n^2D^4 f_2\left(\frac{V}{nD}\right)\right] D \quad \text{ou} \quad C = n^2D^5 f_2\left(\frac{V}{nD}\right).$$

La puissance utile est le produit de F par la vitesse V, c'est-à-dire, puisque $V = nD\left(\frac{V}{nD}\right)$:

$$P_u = n^3D^5 f_3\left(\frac{V}{nD}\right).$$

La puissance motrice est le produit du couple par la vitesse angulaire $2\pi n$:

$$P_m = 2\pi n^3 D^5 f_2\left(\frac{V}{nD}\right).$$

Enfin, le rendement est le rapport entre P_u et P_m :

$$\rho = \frac{P_u}{P_m} = f_4\left(\frac{V}{nD}\right).$$

Ces formules montrent que pour une hélice donnée ou même pour toutes les hélices semblables à un type donné, les quantités :

$$\frac{F}{n^2D^4}, \quad \frac{C}{n^2D^5}, \quad \frac{P_u}{n^3D^5}, \quad \frac{P_m}{n^3D^5}, \quad \rho$$

ne dépendent que de $\frac{V}{nD}$; par suite, en prenant $\frac{V}{nD}$ pour abscisses, et ces quantités pour ordonnées, les cinq courbes correspondantes représentent tout le fonctionnement de l'hélice ou du groupe d'hélices.

Remarques. — 1° Il suffirait de la première et de la seconde de ces courbes, donnant la poussée et le couple, ou bien de la première et de la quatrième, donnant la poussée et la puissance motrice, etc., puisque les autres courbes s'en déduisent.

Les courbes qui peuvent être de l'usage le plus courant sont celles qui se rapportent à la poussée ou à la force de traction F, et au travail moteur P_m en kilogrammètres (nombre de chevaux du moteur multiplié par 75). Leurs ordonnées, pour plus de simplicité, peuvent être désignées par les lettres α et β, leurs abscisses $\frac{V}{nD}$ l'étant par la lettre γ.

Une troisième courbe, accessoire, mais dont la connaissance est néanmoins très utile, celle des rendements ρ, se déduit des deux premières.

On posera donc :

$$\alpha = \frac{F}{n^2D^4}, \qquad \beta = \frac{P_m}{n^3D^5};$$

d'où on déduit :

$$\rho = \frac{P_u}{P_m} = \frac{FV}{P_m} = \frac{\alpha\gamma}{\beta}.$$

On aurait de même, pour la courbe du couple résistant :

$$\frac{C}{n^2D^5} = \frac{\beta}{2\pi},$$

et pour celle du travail utile :

$$\frac{P_u}{n^3D^5} = \alpha\gamma.$$

2° Cette démonstration n'est plus valable quand la vitesse de translation est très faible devant la vitesse de rotation, et, en particulier, quand l'hélice fonctionne « au point fixe ». Alors, en effet, le mouvement de l'air qui arrive sur une pale est influencé par la pale précédente. En outre, le fonctionnement est tout différent en marche et au point fixe. Lorsqu'il y a translation, les filets d'air restent à l'entrée et à la sortie sensiblement parallèles à l'axe. Au point fixe, au contraire, il se forme à l'avant de l'hélice un *champignon* par suite de l'appel latéral de l'air, et, pour les petites vitesses de translation, ou plus généralement pour les petites valeurs du rapport $\frac{V}{nD}$, ce second régime n'a pas complètement disparu.

3° Quoique cette démonstration ne s'applique pas au point fixe, les quantités $\frac{F}{n^2D^4}$, etc., sont en général assez peu variables dans ce cas particulier. C'est ce que le colonel Renard avait le premier vérifié : il avait été amené à regarder comme constantes (1), pour un type donné d'hélices, les quantités :

$$\alpha_0 = \frac{F}{n^2D^4},$$

$$\beta_0 = \frac{P_m}{n^3D^5}.$$

L'année dernière, le capitaine Dorand a le premier signalé et vérifié, dans ses remarquables expériences, le rôle du rapport :

$$\gamma = \frac{V}{nD},$$

sans toutefois l'utiliser dans la représentation de ses résultats.

4° Au lieu des quantités $\frac{F}{n^2D^4}$, etc., on pourrait, en partant de la première forme donnée à Φ :

$$\Phi = V^2D^2 f\left(\frac{V}{nD}\right),$$

considérer les quantités :

$$\frac{F}{V^2D^2}, \quad \frac{C}{V^2D^3}, \quad \frac{P_u}{V^3D^2}, \quad \frac{P_m}{V^3D^2}.$$

(1) On voit cependant par la figure 47, qu'au point fixe, les $\frac{F}{n^2D^4}$ et $\frac{P_m}{n^3D^5}$ peuvent avoir de très notables variations.

L'inconvénient des courbes correspondantes serait d'avoir des ordonnées infinies pour $V = 0$, c'est-à-dire qu'on ne pourrait y représenter les éléments de l'hélice tournant au point fixe.

5° Les coefficients $\frac{F}{n^2D^4}$, $\frac{C}{n^2D^5}$, de poussée unitaire et de couple unitaire, sont les analogues des coefficients K_x et K_y étudiés pour les plaques et pour les ailes.

Quant à la variable $\frac{V}{nD}$, qui définit l'inclinaison de la vitesse résultante des divers éléments de l'hélice, elle est l'analogue de la variable *i* déterminant pour une plaque ou une aile l'inclinaison sur le vent.

§ 3. — Résultats de nos expériences.

Les travaux antérieurs supposaient, comme les formules que nous venons d'exposer, la proportionnalité à la surface et au carré de la vitesse relative de la pale et du vent. Nous nous sommes vite aperçus que quand la vitesse éprouvait des changements notables, on ne pouvait plus considérer les points obtenus comme placés sur une seule courbe. En faisant alors varier la vitesse dans de plus larges limites, nous avons vérifié qu'il faut une courbe pour chaque vitesse relative, ou pour chaque vitesse de rotation de l'hélice. Les diverses courbes, il est vrai, sont souvent voisines. On peut affirmer cependant que pour une même hélice, les quantités $\frac{F}{n^2D^4}$, etc., ne dépendent pas uniquement du rapport $\frac{V}{nD}$.

D'autre part, nous avions prié le capitaine Dorand de nous donner les modèles de plusieurs hélices qu'il avait essayées. Les expériences faites avec ces modèles nous ont fourni, sur nos diagrammes, des courbes très différentes de celles des expériences de Chalais. Ainsi, pour deux hélices semblables de diamètres différents, à une même valeur de $\frac{V}{nD}$ ne correspond pas une même valeur de $\frac{F}{n^2D^4}$, etc.

Les remarques suivantes nous ont conduit à l'explication de ces anomalies.

La vitesse relative de la pale et de l'air est très grande dans une hélice, de façon qu'il n'est pas possible d'admettre la proportionnalité au

carré de la vitesse. Cela peut expliquer que nous ayons obtenu plusieurs courbes pour un même modèle, car pour trouver une seule courbe il aurait fallu que la résistance fût proportionnelle au carré de la vitesse. Cela peut expliquer aussi les différences entre les résultats trouvés pour les modèles et pour les grandes hélices, qui avaient été essayées à une vitesse relative plus grande. Le sens des écarts était d'ailleurs celui qu'on pouvait prévoir en observant que la résistance, aux grandes vitesses, croît plus vite que le carré de la vitesse : on trouvait en effet des $\frac{F}{n^2D^4}$ et $\frac{C}{n^2D^5}$ plus grands aux grandes vitesses qu'aux petites, et plus grands avec la grande hélice qu'avec la petite (1). De plus, le rendement des modèles était moindre que celui des grandes hélices : ce fait peut être attribué à ce que le rapport $\frac{R_z}{R_y}$, des composantes de la réaction de l'air sur la pale diminuerait à mesure que la vitesse croît, comme nous l'avons observé notamment dans l'étude du monoplan Nieuport.

Mais l'écart avec la loi du carré de la vitesse n'est pas la seule cause de perturbation : sous l'action de la force centrifuge, l'aile subit des déformations dont l'effet est probablement sensible aux faibles incidences. Cette action est d'autant plus difficile à prévoir avec quelque précision, qu'il faudrait tenir compte aussi de la déformation causée par l'effort de l'air.

Ces effets perturbateurs, loin de rendre douteux ou illusoires les essais sur les modèles, ne font qu'augmenter l'utilité de ces essais. Si, en effet, on s'arrange pour que les vitesses relatives de la pale et de l'air soient identiques non seulement en direction, mais en intensité, pour le modèle et pour l'hélice, c'est-à-dire, par exemple, si l'on fait tourner à 3.000 tours le modèle au tiers d'une hélice tournant à 1.000 tours, il arrivera : 1° que les vitesses relatives étant les mêmes, l'écart avec la loi du carré de la vitesse sera le même aussi, et que les pressions de l'air seront sensiblement les mêmes en deux points homologues de la surface des deux hélices; 2° que les efforts dus à la force centrifuge seront les mêmes, en deux points homologues des deux hélices; qu'en conséquence, et pourvu que les deux hélices soient formées d'une même matière, les

(1) Ce résultat n'est pas absolu, car pour certaines hélices les courbes des diagrammes se croisent. La question est donc très complexe.

allongements unitaires seront les mêmes pour deux éléments homologues, c'est-à-dire que les déformations de l'hélice et de son modèle seront géométriquement semblables, ou, enfin, que les deux hélices ne cesseront pas d'être géométriquement semblables.

En définitive, les courbes $\frac{F}{n^2D^4}$ etc., en fonction de $\frac{V}{nD}$, obtenues avec un modèle, doivent s'appliquer à l'hélice en grandeur si les vitesses relatives de la pale et de l'air sont les mêmes.

Pour nous permettre de le vérifier, M. Drzewiecki a eu l'obligeance de faire construire une grande hélice et sa réduction au tiers, dans de telles proportions que l'essai pût être fait avec les mêmes vitesses du vent et de la pale, à notre laboratoire pour le modèle et à Chalais pour l'hélice.

L'hélice calculée par M. Drzewiecki est une hélice « Normale », à angle d'attaque constant. Soit AB (fig. 44) une section de la pale, faite à une distance r de l'axe de rotation XX. Si l'hélice tourne autour de XX à raison de n tours par seconde et avance avec une vitesse V dans le sens de cet axe, la vitesse absolue de l'élément considéré est CD, résultante de V et de $2\pi rn$: CD est donc la direction du vent relatif, et l'angle d'attaque par rapport à la corde est i. Cet angle est pris constant, et autant que possible égal à l'angle optimum, c'est-à-dire à l'angle auquel correspond le minimum de $\frac{K_x}{K_y}$ pour le profil adopté. Le tracé de l'hélice (fig. 45) comporte plusieurs sections équidistantes, ainsi déterminées (1).

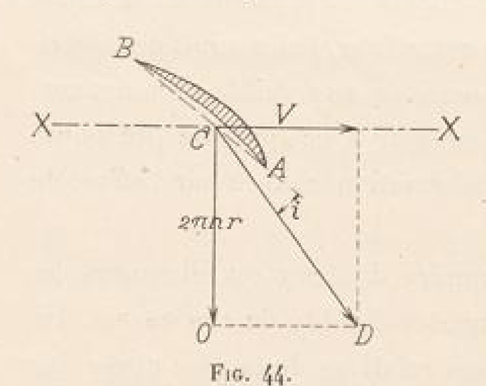


Fig. 44.

(1) Ce tracé est constitué par la figure 44 répétée pour chaque section, les axes X', X''... étant placés à des distances de l'axe de rotation figurant, à l'échelle, la distance réelle des sections : de cette manière les profils indiqués sont des rabattements des diverses sections.

La distance O'C' (fig. 45) étant égale à r, c'est-à-dire à $\frac{OC}{2\pi n}$ (fig. 44), O'D' représente $\frac{OD}{2\pi n}$, c'est-à-dire $\frac{V}{2\pi n}$. La longueur O'D' est appelée *module* par M. Drzewiecki. La figure 45 représente les sections faites à des distances à l'axe de 1, 2, 3... modules. On voit que

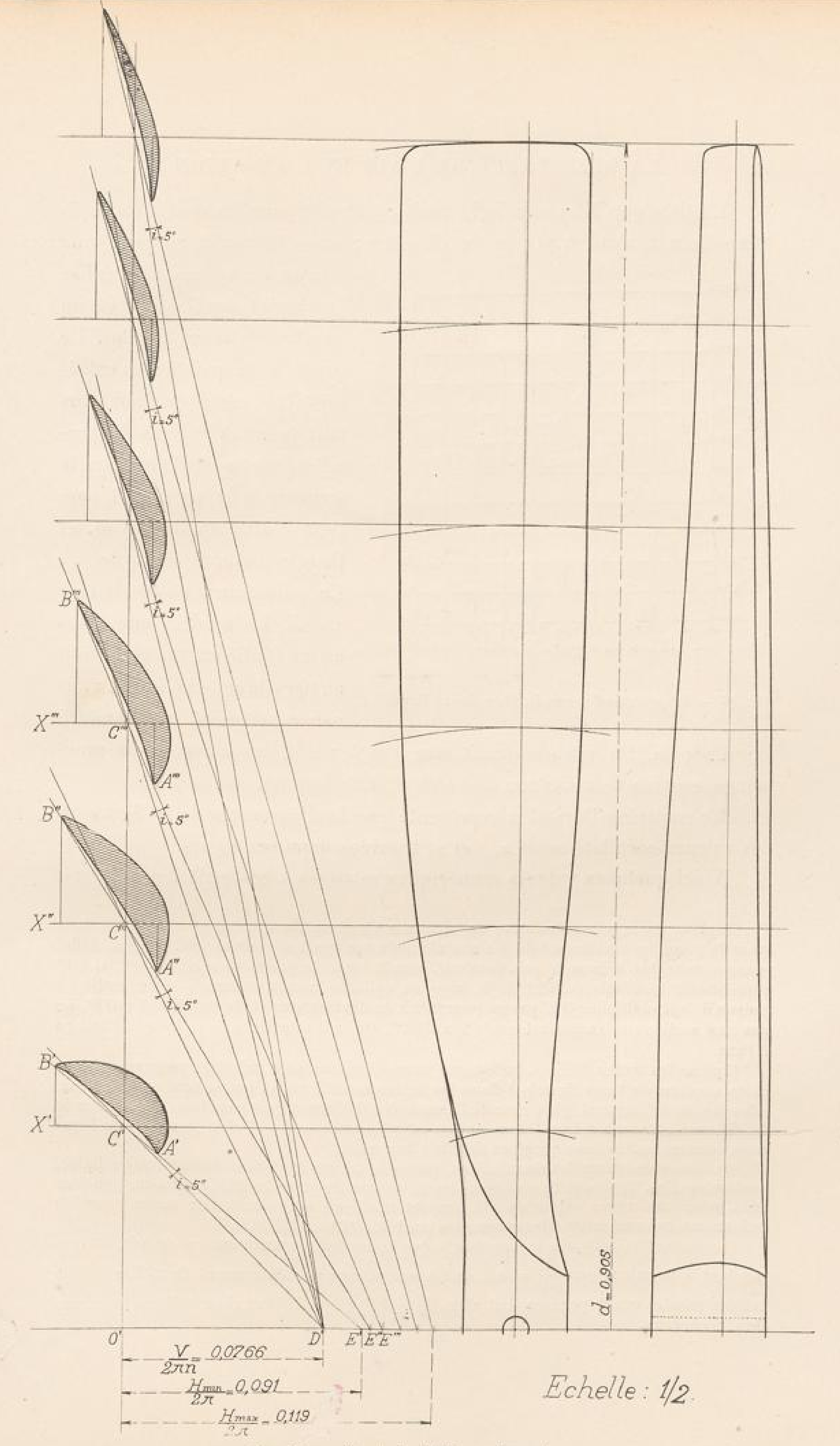


Fig. 45. — *Tracé de l'hélice « Normale ».*

L'hélice que M. Drzewiecki avait construite pour les essais du capitaine Dorand avait 2,715 *m* de diamètre; elle était calculée pour une vitesse de 13 *m*, que réalise le chariot de Chalais, et un nombre de tours de 540. Le profil de la pale à son extrémité était celui de l'aile portant le n° 13 *bis* dans la première partie de l'ouvrage; la largeur de la pale était partout le sixième du rayon, et l'angle d'attque était de 5°. La puissance prévue était de 10 *ch*. Le modèle que nous avons étudié était la réduction au tiers de cette hélice, et avait par conséquent un diamètre de 0,905 *m*. Sa vitesse devait être $540 \times 3 = 1.620$ tours, et sa puissance, environ le neuvième de 10 *ch*, soit 83 *kgm* (1).

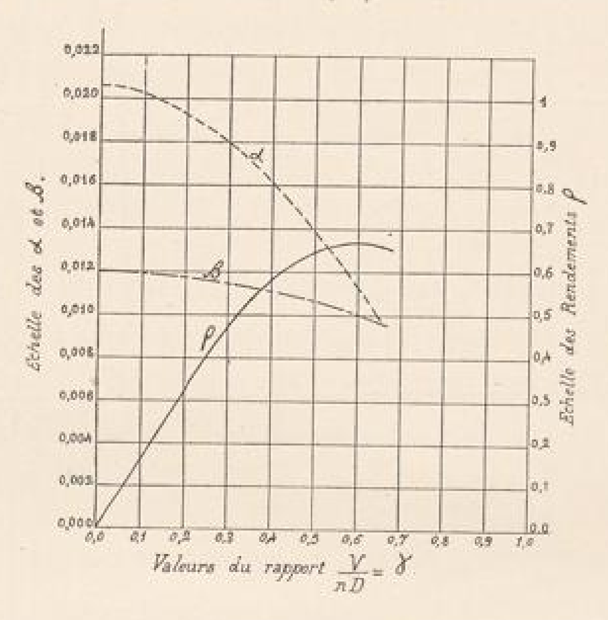


Fig. 46. — *Diagramme des essais du capitaine Dorand.*

Le capitaine Dorand a représenté par le diagramme de la figure 46 les valeurs corrélatives de α, β et γ, trouvées dans ses essais.

Voici quelques valeurs numériques relatives à ces expériences (2) :

l'inclinaison de la vitesse relative du vent sur l'horizontale est O'D'C' = 45° = arc tg 1 pour la première section, située à 1 module, puis arc tg 2 à 2 modules, etc. Le pas, défini comme pour les hélices à pas constant, serait, pour la première section, O'E' si O'C' représentait le développement de la base du cylindre correspondant à cette section : puisqu'il faut multiplier O'C' par 2π pour avoir ce développement, le pas H est 2πO'E'. Le pas des sections suivantes est 2πO''E'', 2πO'''E''', etc. : il augmente donc avec la distance à l'axe.

Comme les autres hélices, celles que nous décrivons sont calculées pour une vitesse et un nombre de tours donnés : dans les autres conditions, et notamment au point fixe, elles ne se distinguent plus essentiellement des hélices à pas constant. Mais pour le fonctionnement normal leur détermination est plus rationnelle, et c'est pour ce motif que nous sommes entrés dans quelques détails à leur sujet.

(1) Les poussées sur les deux hélices, pour des mêmes directions de la vitesse relative, sont entre elles, d'après la théorie précédente, comme les produits n^2D^4, c'est-à-dire qu'elles sont, pour une même valeur de nD, proportionnelles à D^2. Il en est de même pour les puissances, qui sont entre elles comme les produits n^3D^5, ou $(nD)^3D^2$.

(2) On peut voir d'après le diagramme que le rendement maximum est de 0,67, correspondant à la valeur $\gamma = \frac{V}{nD} = 0{,}6$, soit à une vitesse de déplacement de 14,6 *m/sec*. Le tableau montre que la poussée était alors de 49,6 *kg* et que l'hélice absorbait une puissance de 14,5 chevaux.

NOMBRE DE TOURS		VITESSE réalisée V	POUSSÉE de l'hélice F	PUISSANCE sur l'arbre de l'hélice		$\gamma = \frac{V}{nD}$	$\alpha = \frac{F}{n^2D^4}$ $= 0{,}000225$ F	$\beta = \frac{P}{n^3D^5}$ $= 0{,}0000093$ P (P en *kgm/sec*)	RENDEMENT $\rho = \frac{\alpha\gamma}{\beta}$
par minute N	par seconde *n*	*m/sec*	*kg*	en chevaux	en *kgm/sec*				
540	9	0	90,5	17,4	1300	0	0,0206	0,0121	0
id.	id.	4,9	84,4	16,9	1270	0,20	0,0192	0,0118	0,32
id.	id.	9,8	70,7	15,9	1190	0,40	0,0161	0,0111	0,58
id.	id.	14,6	49,6	14,5	1085	0,60	0,0113	0,0101	0,67

Dans nos essais sur le modèle au tiers, nous avons réalisé des vitesses de rotation de :

600 942 1.260 1.600 tours par minute.

La vitesse de 1.600 *t/m* était très sensiblement le triple de celle réalisée par le capitaine Dorand. Quant à la vitesse du vent, elle a passé de 0 à 17,5 *m/sec*. On trouvera dans l'annexe tous les chiffres relatifs à ces expériences. Ils nous ont permis d'établir, en fonction de $\frac{V}{nD}$, les courbes des poussées unitaires $\frac{F}{n^2D^4}$, des couples résistants unitaires $\frac{C}{n^2D^5}$, des puissances unitaires $\frac{P}{n^3D^5}$ et des rendements ρ. Ces courbes sont représentées dans la figure 47, qui donne en même temps un exemple de notre mode de représentation. Nous avons porté sur chacune la valeur nD correspondante, de manière que les diagrammes puissent s'appliquer, avec toutes leurs indications, à toutes les hélices géométriquement semblables et de diamètres différents.

On voit par ces diagrammes qu'à une même valeur de $\frac{V}{nD}$ correspondent des valeurs très sensiblement différentes de $\frac{F}{n^2D^4}$, $\frac{P}{n^3D^5}$, etc., ce qui met en défaut les formules du paragraphe précédent. Comme dans nos essais la vitesse relative de l'air atteignait déjà 80 *m/sec* pour $N = 1.600$ *t/m* (dans la réalité, on rencontre des vitesses de l'ordre de 150 *m/sec*), l'écart avec la loi du carré suffit probablement à expliquer ces différences.

Les diagrammes montrent bien que les courbes du modèle sont peu

différentes de celles de la grande hélice quand les produits nD sont les mêmes, c'est-à-dire quand les vitesses relatives sont les mêmes.

Cette confirmation de nos prévisions nous permet de conclure que :

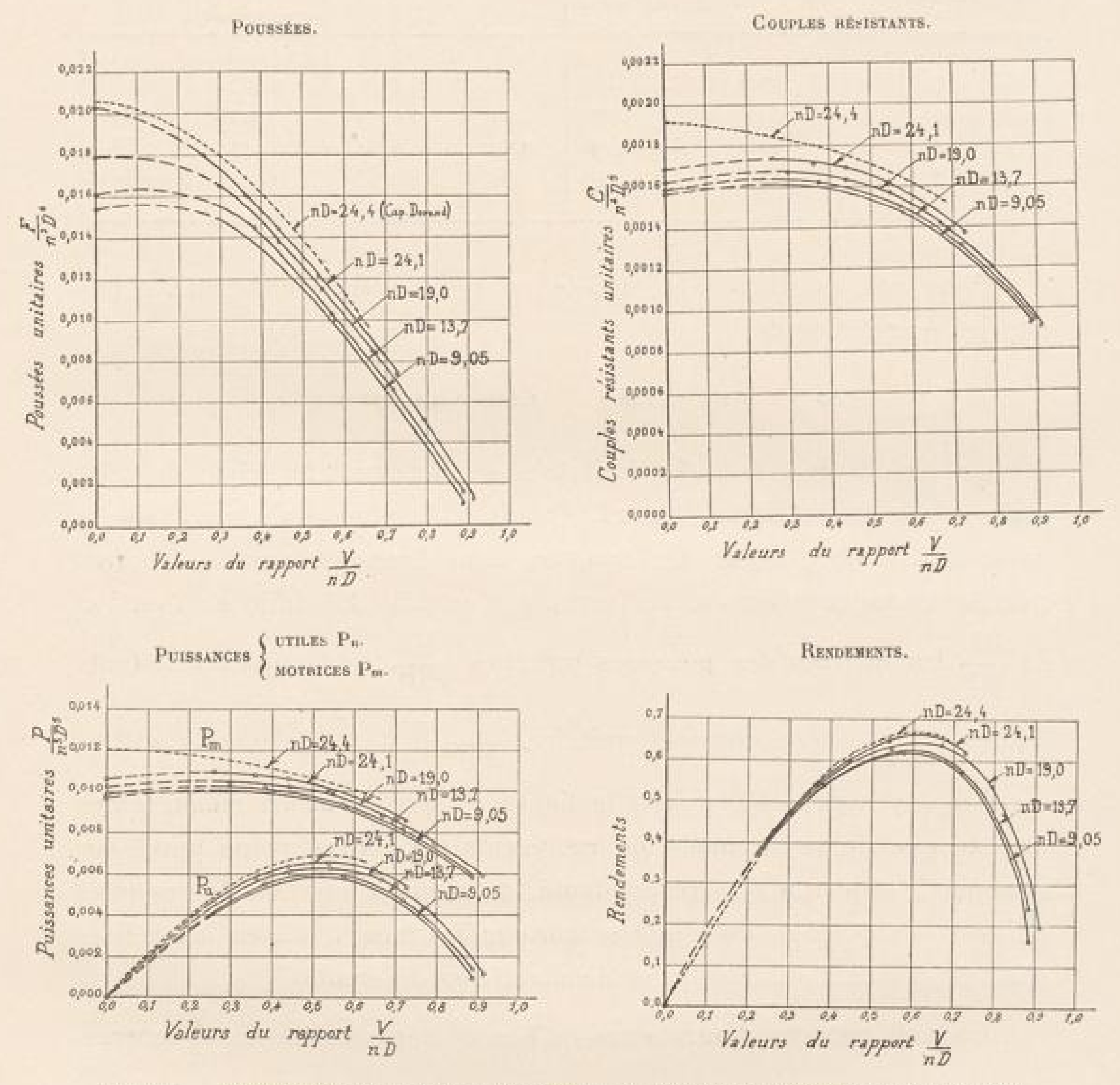


Fig. 47. — *Diagrammes de l'hélice « Normale » de 2,715m de diamètre (trait pointillé) et de son modèle au tiers (trait plein).*

1° La résistance des hélices ne peut pas être regardée comme exactement proportionnelle au carré de la vitesse relative. Les diagrammes représentant $\frac{F}{n^2D^4}$, etc., en fonction de $\frac{V}{nD}$, doivent généralement comporter plusieurs courbes : nous pensons que, malgré cela, ils sont encore

très utiles : ils remplacent en effet toute une série d'autres diagrammes, puis leurs courbes sont le plus souvent voisines, et enfin ils mettent en évidence l'effet des perturbations dues aux deux causes que nous avons indiquées.

2° De l'étude d'un modèle d'hélice on peut déduire tout le fonctionnement de l'hélice elle-même. La seule condition à remplir est de réaliser, dans l'essai du modèle, la même vitesse relative, en grandeur et direction, que celle à laquelle est soumise l'hélice réelle. Cela conduit à prendre pour les essais la même vitesse de vent V et des vitesses de rotation inversement proportionnelles au diamètre de l'hélice et du modèle.

C'est une des raisons pour lesquelles, dans notre nouveau laboratoire, nous allons nous efforcer de réaliser des vitesses de vent dépassant 100 *kmh* et de donner en même temps à nos hélices de très grandes vitesses de rotation, en faisant tourner par exemple à 3.600 tours un modèle au tiers d'une hélice fonctionnant normalement à 1.200 tours.

CONCLUSION

Il semble qu'on puisse admettre, comme conclusion pratique de tout l'exposé qui précède, que les recherches de laboratoire sur des modèles réduits sont susceptibles de fournir des renseignements précieux aux techniciens et aux constructeurs d'aéroplanes. Elles leur épargneront les tâtonnements que comporte une étude faite uniquement sur un appareil en grandeur, au prix de grands sacrifices de temps et d'argent.

En effet, une série d'expériences de laboratoire faites sur un petit modèle d'aéroplane, ou sur des ailes de dimensions réduites, qu'on modifie facilement et rapidement, fournit des bases certaines aux calculs ultérieurs, les uns déterminant la section des différents éléments d'après la résistance des matériaux, les autres établissant les conditions d'équilibre et de stabilité, en tenant compte des poids calculés ou admis pour chacun des éléments. En un mot, ces expériences fournissent l'élément nécessaire d'un projet rationnellement établi d'aéroplane.

Les mêmes observations s'appliquent aux hélices, dont un modèle réduit, essayé dans des conditions convenables, peut renseigner sur le fonctionnement de l'hélice réelle.

Sans doute, cette étude préliminaire ne supprime pas le contrôle par l'expérimentation directe de l'appareil en grandeur; mais elle indique la bonne voie, réduit beaucoup les tâtonnements, et permet d'établir aussi rapidement et aussi sûrement que possible un projet définitif.

Plus encore que dans les autres branches de l'industrie, les recherches de laboratoire rendent donc, dans ce genre de construction, de grands services. Elles forment la première étape de la construction

des appareils et remplacent avantageusement les expériences sur des aéroplanes en grandeur, lesquelles, indépendamment de leur prix et de la durée de leur préparation, sont difficiles à réaliser et surtout à interpréter. Celles-ci, de plus, sont presque toujours troublées par le vent, qui apporte de si grandes causes d'erreur. Et il est presque superflu de dire qu'étant faites sur des appareils nouveaux et de fonctionnement mal connu (autrement elles n'auraient guère raison d'être), elles sont généralement dangereuses. Les expériences de laboratoire peuvent, au contraire, être faites en tout temps et varier de toute manière au gré de l'expérimentateur. Leurs résultats permettent de substituer, dans la construction de l'aéroplane, l'art de l'ingénieur au *flair* du constructeur qui, en cas d'études nouvelles, peut amener à des trouvailles heureuses, mais exposer aussi à bien des mécomptes.

ANNEXE DU COMPLÉMENT

Nous réunissons dans cette Annexe les valeurs numériques de nos principaux résultats. Les chiffres inscrits sont les moyennes de ceux que nous ont fournis directement nos expériences.

Nous rappelons ici la signification (sauf indication contraire) des abréviations employées dans les tableaux :

i = angle d'inclinaison, en degrés, de la corde de l'aile et du vent.

d = distance du centre de poussée au bord d'attaque, en *cm*.

δ = distance du centre de poussée au bord d'attaque, en fraction de la largeur de l'aile.

R_i = effort résultant, en grammes, de la résistance de l'air, pour un vent de 10 *m/sec*.

R_x et R_y = composantes horizontale et verticale, en grammes et pour 10 *m/sec*, de R_i.

K_i = coefficient unitaire de résistance totale, à l'angle i°.

K_x et K_y = cofficients unitaires des composantes horizontale et verticale.

θ = angle d'inclinaison, en degrés, de la résultante sur la verticale $\left(\text{tg}\,\theta = \frac{K_x}{K_y}\right)$.

1° Expériences sur des rectangles plans inclinés.

a) *Poussées.*

Plan carré de 25×25 *cm*, d'allongement 1.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent.	5°	10°	20°	30°	35°	38°	40°	45°	60°	75°	90°
K_x	0,0017	0,0046	0,0180	0,0424	0,0550	0,0595	0,0505	0,0513	0,0600	0,0660	0,067
K_y	0,0109	0,0236	0,0510	0,0718	0,0768	0,0780	0,0595	0,0505	0,0340	0,0171	0
K_i	0,011	0,024	0,054	0,083	0,094	0,098	0,078	0,072	0,069	0,068	0,067
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,163	0,36	0,805	1,24	1,40	1,46	1,17	1,08	1,03	1,015	1,00
θ	9°	11°0	19°5	30°7	35°7	37°5	40°3	45°4	60°5	75°4	90°

Rectangle de 22,5 × 15 *cm*, d'allongement 1,5.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent. . . .	10°	20°	26°	30°	40°	60°	90°
K_x.	0,0048	0,0189	0,0336	0,0232	0,0372	0,0554	0,0680
K_y.	0,0268	0,0527	0,0665	0,0485	0,0447	0,0312	0
K_i.	0,0272	0,0560	0,0745	0,0563	0,0580	0,0635	0,0680
$\frac{K_i}{K_{90}}$.	0,39	0,82	1,10	0,82	0,85	0,93	1,00
θ.	10°2	19°7	26°8	30°0	39°6	60°5	90°

Rectangle de 30 × 15 *cm*, d'allongement 2.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	20°	23°	25°	30°	40°	60°	90°
K_x	0,0025	0,0052	0,0222	0,0212	0,0218	0,0272	0,0358	0,0550	0,0700
K_y	0,0182	0,0300	0,0605	0,0490	0,0438	0,0435	0,0414	0,0308	0
K_i.	0,0184	0,0305	0,0645	0,0531	0,0490	0,0505	0,0550	0,0630	0,0700
$\frac{K_i}{K_{90}}$.	0,26	0,43	0,91	0,75	0,70	0,72	0,79	0,90	1,00
θ	7°6	9°6	20°4	23°5	26°0	30°3	41°0	60°7	90°

Rectangle de 45 × 15 *cm*, d'allongement 3.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent.	6°	10°	18°	20°	25°	30°	60°	90°
K_x.	0,0028	0,0068	0,0168	0,0188	0,0218	0,0271	0,0578	0,0710
K_y.	0,0220	0,0342	0,0490	0,0514	0,0473	0,0473	0,0342	0
K_i.	0,0220	0,0355	0,0520	0,0547	0,0520	0,0545	0,0670	0,0710
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,31	0,50	0,74	0,77	0,735	0,77	0,945	1,00
θ	7°5	11°	19°0	20°3	24°9	29°8	59°3	90°

Rectangle de 90 × 15 *cm*, d'allongement 6.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	3°	6°	9°	10°	15°	20°	30°	60°	90°
K_x	0,0032	0,0043	0,0072	0,0084	0,0132	0,0182	0,0294	0,0596	0,0740
K_y	0,0136	0,0268	0,0405	0,0423	0,0500	0,0487	0,0500	0,0345	0
K_i	0,0140	0,0272	0,0410	0,0430	0,0515	0,0520	0,0580	0,0690	0,0740
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,19	0,37	0,55	0,58	0,695	0,70	0,78	0,93	1,00
θ	13°0	9°0	10°0	10°9	14°9	20°5	30°5	60°0	90°

Rectangle de 90 × 10 *cm*, d'allongement 9.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	20°	30°	60°	90°
K_x.	0,0064	0,0097	0,0197	0,0310	0,0619	0,0750
K_y.	0,0335	0,0455	0,0517	0,0515	0,0344	0
K_i.	0,0340	0,0465	0,0550	0,0600	0,0710	0,0750
$\frac{K_i}{K_{90}}$.	0,45	0,62	0,73	0,80	0,94	1,00
θ.	10°9	12°0	21°0	31°0	61°0	90°

RECTANGLE DE 15 × 45 *cm*, D'ALLONGEMENT $\frac{1}{3}$.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent I	6°	10°	20°	30°	40°	45°	60°	75°	90°
K_x	0,0016	0,0034	0,0130	0,0322	0,0548	0,0613	0,0647	0,0693	0,0708
K_y	0,0081	0,0144	0,0338	0,0537	0,0650	0,0603	0,0380	0,0198	0
K_i	0,008	0,015	0,036	0,063	0,085	0,086	0,075	0,0725	0,071
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,115	0,21	0,51	0,89	1,20	1,22	1,06	1,02	1,00
θ	12°8	13°3	21°0	31°0	40°2	45°5	59°6	74°4	90°

RECTANGLE DE 15 × 90 *cm*, D'ALLONGEMENT $\frac{1}{6}$.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	6°	10°	20°	30°	38°	45°	60°	75°	90°
K_x	0,0012	0,0024	0,011	0,025	0,040	0,053	0,069	0,074	0,074
K_y	0,0049	0,0097	0,028	0,043	0,051	0,053	0,040	0,020	0
K_i	0,005	0,010	0,030	0,050	0,065	0,075	0,079	0,076	0,074
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,07	0,13	0,40	0,67	0,88	1,01	1,07	1,03	1,00
θ	14°0	13°9	20°8	30°	37°6	45°3	60°0	75°0	90°

b) *Centres de poussée.*

Voir l'Annexe de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, page 135.

2° Expériences sur des rectangles courbes inclinés, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

a) *Poussées.*

CARRÉ DE 25 × *cm*, D'ALLONGEMENT 1.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	0°	3°	6°	10°	20°	30°	35°	38°	40°	42°	45°	60°	90°
K_x	0,0032	0,0040	0,0046	0,0077	0,0195	0,0424	0,0562	0,0650	0,0680	0,0496	0,0507	0,0610	0,0690
K_y	0,0093	0,0171	0,0242	0,0346	0,0585	0,0830	0,0910	0,0934	0,0915	0,0573	0,0518	0,0342	0
K_i	0,0097	0,0182	0,0246	0,0354	0,0618	0,0934	0,1070	0,1140	0,1140	0,0759	0,0725	0,0700	0,0690
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,14	0,26	0,36	0,51	0,90	1,35	1,55	1,66	1,66	1,10	1,06	1,02	1
θ	19°	12°6	10°9	12°6	18°6	27°2	31°8	35°0	36°5	41°0	44°5	60°6	90°

RECTANGLE DE 30 × 20 *cm*, D'ALLONGEMENT 1,5.

Angles d'inclinaison du plan sur le vent	0°	3°	6°	10°	20°	28°	30°	31°	33°	35°	40°	45°	60°	90°
K_x	0,0042	0,0043	0,0061	0,0089	0,0213	0,0382	0,0430	0,0363	0,0365	0,0405	0,0467	0,0543	0,0650	0,0722
K_y	0,0135	0,0232	0,0320	0,0436	0,0673	0,0820	0,0822	0,0641	0,0565	0,0565	0,0558	0,0571	0,0375	0
K_i	0,0141	0,0236	0,0325	0,0446	0,0706	0,0904	0,0927	0,0736	0,0671	0,0695	0,0727	0,0790	0,0750	0,0722
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,19	0,33	0,45	0,62	0,98	1,25	1,28	1,02	0,93	0,96	1,03	1,07	1,04	1
θ	17°1	10°6	10°7	11°7	17°6	25°0	27°6	29°6	32°9	35°6	39°9	43°6	60°0	90°

RECTANGLE DE 30 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 2.

Angles d'inclinaison de la corde sur le vent.	0°	3°	6°	10°	20°	28°	30°	31°	35°	40°	45°	60°	90°
K_x	0,0042	0,0049	0,0058	0,0089	0,0228	0,0370	0,0346	0,0335	0,0371	0,0428	0,0495	0,0635	0,0733
K_y	0,0116	0,0226	0,0331	0,0460	0,0720	0,0724	0,0666	0,0595	0,0533	0,0511	0,0495	0,0393	0
K_i	0,0121	0,0231	0,0333	0,0469	0,0755	0,0813	0,0751	0,0683	0,0648	0,0666	0,0700	0,0746	0,0733
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,17	0,32	0,46	0,64	1,03	1,11	1,03	0,93	0.84	0,91	0,96	1,02	1
θ	20°3	12°2	9°9	10°9	17°6	27°2	27°5	29°5	34°9	40°	45°	58°5	90°

RECTANGLE DE 45 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 3.

Angles d'inclinaison de la corde sur le vent.	0°	3°	6°	10°	15°	20°	25°	28°	30°	45°	60°	90°
K_x	0,0035	0,0035	0,0050	0,0084	0,0139	0,0242	0,0316	0,0310	0,0315	0,0475	0,0622	0,0750
K_y	0,0181	0,0302	0,0400	0,0570	0,0690	0,0745	0,0760	0,0620	0,0550	0,0485	0,0357	0
K_i	0,0185	0,0305	0,0405	0,0575	0,0700	0,0780	0,0820	0,0695	0,0638	0,0685	0,0716	0,0752
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,25	0,41	0,54	0,77	0,93	1,04	1,09	0,93	0,85	0,91	0,95	1
θ	11°0	6°5	7°0	8°4	11°4	18°0	22°8	26°4	29°8	44°3	60°0	90°

RECTANGLE DE 45 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 6.

Angles d'inclinaison de la corde sur le vent.	—8°	—4°	0°	2°5	5°	10°	15°	20°	30°	45°	60°	75°	90°
K_x	0,0064	0,0045	0,0039	0,0037	0,0052	0,0091	0,0170	0,0245	0,0344	0,0499	0,0628	0,0735	0,0764
K_y	—0,0145	—0,0009	0,0220	0,0385	0,0535	0,0723	0,0767	0,0675	0,0612	0,0511	0,0372	0,0200	0
K_i	0,0158	0,0046	0,0223	0,0387	0,0537	0,0730	0,0785	0,0717	0,0707	0,0710	0,0730	0,0760	0,0764
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,21	0,06	0,29	0,51	0,70	0,95	1,03	0,94	0,92	0,93	0,95	1	1
θ	136°0	101°5	10°0	5°4	5°5	7°2	12°3	19°9	29°7	44°0	59°4	74°7	90°

RECTANGLE DE 90 × 10 *cm*, D'ALLONGEMENT 9.

Angles d'inclinaison de la corde sur le vent.	0°	3°	6°	10°	15°	18°	20°	30°	45°	60°	90°
K_x	0,0032	0,0039	0,0050	0,0088	0,0172	0,0220	0,0243	0,0371	0,0564	0,0674	0,0788
K_y	0,0252	0,0458	0,0565	0,0710	0,0780	0,0732	0,0687	0,0640	0,0583	0,0410	0
K_i	0,0254	0.0459	0,0567	0,0715	0,0800	0,0766	0,0730	0,0740	0,0812	0,0788	0,0788
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,32	0,58	0,72	0,91	1,02	0,97	0,92	0,94	1,03	1	1
θ	7°4	4°8	5°1	6°8	12°2	16°4	18°6	30°0	44°4	59°0	90°

RECTANGLE DE 15 × 45 *cm*, D'ALLONGEMENT $\frac{1}{3}$

Angles d'inclinaison de la corde sur le vent.	0°	3°	6°	10°	20°	30°	45°	50°	55°	60°	65°	70°	75°	80°	90°
K_x	0,0028	0,0027	0,0041	0,0068	0,017	0,0345	0,0687	0,0748	0,0737	0,0675	0,0695	0,0703	0,0714	0,0708	0,0702
K_y	0,0056	0,0105	0,0157	0,0215	0,0408	0,0592	0,0744	0,0671	0,0545	0,0384	0,0315	0,0261	0,0182	0,0105	0
K_i	0,0089	0,0154	0,0231	0,0321	0,0634	0,0976	0,1440	0,1430	0,1300	0,1100	0,1085	0,1065	0,1050	0,1020	0,1000
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,09	0,15	0,23	0,32	0,63	0,98	1,44	1,43	1,30	1,10	1,09	1,07	1,05	1,02	1
θ	27°0	13°6	15°0	17°7	23°3	30°0	42°8	48°5	53°5	61°0	63°5	69°7	75°6	81°5	90°

RECTANGLE DE 15 × 90 *cm*, D'ALLONGEMENT $\frac{1}{6}$.

Angles d'inclinaison de la corde sur le vent.	0°	3°	6°	10°	20°	30°	45°	60°	75°	90°
K_x	0,0036	0,0033	0,0037	0,0058	0,0141	0,0278	0,0565	0,0792	0,0738	0,0750
K_y	0,0043	0,0078	0,0104	0,0156	0,0297	0,0426	0,0515	0,0500	0,0190	0
K_i	0,0056	0,0085	0,0111	0,0167	0,0329	0,0509	0,0764	0,0937	0,0763	0,0750
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,08	0,11	0,15	0,22	0,44	0,68	1,02	1,25	1,02	1
θ	40°4	22°7	19°6	21°2	25°3	33°2	42°2	57°8	75°3	90°

b) ***Centres de poussée.***

CARRÉ DE 25 × 25 *cm*, D'ALLONGEMENT 1.

i	−90°	−82°	−76°	−70°5	−62°5	−55°5	−49°	−36°	−20°5	−16°5	−15°5	−13°5	−11°5	−11°	−10°	−3°	−2°	−1°5	−0°5
d	12,5	12	11,5	11	10,5	10	9,5	9	8	7	6	5	4	3	1,5	24	23	21,5	20
δ	0,5	0,48	0,46	0,44	0,42	0,40	0,38	0,36	0,32	0,28	0,24	0,20	0,16	0,12	0,06	0,96	0,92	0,86	0,80

i	0°	1°	1°5	3°	3°5	4°	5°	6°	7°	8°5	10°	12°	14°	16°	19°	23°	38°	39°	40°	56°	85°	90°
d	19	18	17	16	15,5	15	14,5	14	13,5	13	12,5	12	11,5	11	10,5	10	10	10,5	11	11,5	12	12,5
δ	0,76	0,72	0,68	0,64	0,62	0,60	0,58	0,56	0,54	0,52	0,50	0,48	0,46	0,44	0,42	0,40	0,40	0,42	0,44	0,46	0,48	0,50

RECTANGLE DE 45 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 3.

i	−90°	−73°	−48°	−24°	−12°	−8°	−5°5	−4°5	−3°	−1°5	−1°	0°5	1°5	4°	6°	11°5	20°5	67°5	90°
d	7,5	7	6	5	4	3	2	1	14	12	10	9	8	7,5	7	6	6	7	7,5
δ	0,50	0,47	0,40	0,33	0,27	0,20	0,13	0,07	0,93	0,80	0,67	0,60	0,53	0,50	0,47	0,40	0,40	0,47	0,50

RECTANGLE DE 90 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 6.

i	−90°	−77°5	−66°5	−53°5	−46°	−33°5	−27°	−17°5	−9°	0°	3°5	5°	6°5	11°	16°5	17°	21°	69°	90°
d	7,5	7	6,5	6	5,5	5	4,5	4	3	1,5 à 11,5	7	6,5	6	5,5	5,5	6	6,5	7	7,5
δ	0,5	0,47	0,43	0,40	0,37	0,33	0,30	0,27	0,20	0,57 à 0,77	0,47	0,43	0,40	0,37	0,37	0,40	0,43	0,47	0,50

PLAQUE DE 15 × 45 *cm*, D'ALLONGEMENT $\frac{1}{3}$.

i	−90°	−85°5	−81°	−75°	−68°	−56°	−49°	−44°5	−41°5	−38°5	−31°5	−27°	−22°5	−20°5	−19°	−16°5	−13°5	−3,5	0°	0°5	1°
d	22,5	21,8	21	20,3	19,5	18	16,5	15	13,5	12	10,5	9	7,5	6	4,5	3	1,5	43,5	42	40,5	37,5
δ	0,50	0,48	0,47	0,45	0,43	0,40	0,37	0,33	0,30	0,27	0,23	0,20	0,17	0,13	0,10	0,07	0,03	0,97	0,93	0,90	0,83

i	1°5	2°5	3°5	4°5	5°5	7°5	11°5	14°	15°5	17°5	19°5	21°5	24°	27°	30°	34°	44°	51°	56°	57°	60°	80°5	90°
d	36	34,5	33	31,5	30	28,5	27	25,5	24,8	24	23,2	22,5	21,8	21	20,2	19,5	18	18	19,5	20,3	21	21,8	22,5
δ	0,80	0,77	0,73	0,70	0,67	0,63	0,60	0,57	0,55	0,53	0,52	0,50	0,48	0,47	0,45	0,43	0,40	0,40	0,43	0,45	0,47	0,48	0,50

PLAQUE DE 15 × 90 *cm*, D'ALLONGEMENT $\frac{1}{6}$.

i	−90°	−86°5	−79°5	−71°	−63°	−59°	−53°5	−48°	−44°5	−37°5	−28°5	−19°5	−16°	5°	7°5	9°5	11°5	15°5	16°5
d	45	43	41	39	37	35	33	29	27	21	15	9	3	66	62	60	57	55	53
δ	0,50	0,48	0,46	0,43	0,41	0,39	0,37	0,32	0,30	0,23	0,17	0,10	0,03	0,73	0,69	0,67	0,63	0,61	0,59

i	19°	23°	26°	30°5	34°	37°5	42°	47°	53°5	63°5	69°	71°	73°	86°	90°
d	51	49	47	45	43	41	39	37	35	35	37	39	41	43	45
δ	0,57	0,54	0,52	0,50	0,48	0,45	0,43	0,41	0,39	0,39	0,41	0,43	0,46	0,48	0,50

3° Expériences sur des rectangles inclinés, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{7}$.

a) ***Poussée.***

CARRÉ DE 25 × 25 *cm*, D'ALLONGEMENT 1.

Angles de la corde de la plaque et du vent . . .	0°	3°	6°	10°	20°	37°	45°	90°
K_x	0,0072	0,0088	0,0104	0,0152	0,0270	0,0568	0,0525	0,0650
K_y	0,0104	0,0203	0,0274	0,0410	0,0681	0,0855	0,0530	0
K_i	0,0126	0,0221	0,0293	0,0437	0,0735	0,1025	0,0741	0,065
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,19	0,34	0,45	0,67	1,13	1,58	1,15	1
θ	34°5	22°7	20°7	20°3	21°5	33°5	45°	1

RECTANGLE DE 45 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 3.

Angles de la corde de la plaque et du vent . . .	0°	5°	10°	20°	25°	30°	90°
K_x	0,0062	0,0096	0,0151	0,0241	0,0312	0,0417	0,0701
K_y	0,0142	0,0385	0,0670	0,0810	0,0885	0,0865	0
K_i	0,0154	0,0388	0,0686	0,0845	0,0935	0,0960	0,0701
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,22	0,55	0,98	1,20	1,33	1,37	1
θ	23°7	14°1	12°7	16°6	19°5	25°0	90°

RECTANGLE DE 90 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 6.

Angles de la corde de la plaque et du vent.	0°	3°	5°	7°	10°	15°	20°	25°	30°	60°	90°
K_x	0,0064	0,0082	0,0090	0,0106	0,0132	0,0175	0,0234	0,0330	0,0380	0,0650	0,0810
K_y	0,0220	0,0482	0,0630	0,0761	0,0850	0,0900	0,0940	0,0840	0,0710	0,0390	0
K_i	0,0230	0,0489	0,0640	0,0770	0,0860	0,0915	0,0970	0,0900	0,800	0,0755	0,0810
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,28	0,60	0,80	0,98	1,06	1,13	1,20	1,10	0,99	0,93	1
θ	16°	9°7	8°1	8°0	8°6	10°5	13°5	21°3	28°0	59°0	90°

RECTANGLE DE 90 × 10 *cm*, D'ALLONGEMENT 9.

Angles de la corde de la plaque et du vent . . .	0°	5°	10°	15°	20°	25°	90°
K_x	0,0064	0,0087	0,0113	0,0152	0,0239	0,0316	0,0795
K_y	0,0141	0,0502	0,0800	0,0862	0,0900	0,0772	0
K_i	0,0154	0,0510	0,0808	0,0875	0,0930	0,0835	0,0795
$\frac{K_i}{K_{90}}$	0,19	0,64	1,02	1,10	1,17	1,05	1
θ	24°5	9°8	8°0	10°0	14°9	22°3	90°

b) *Centres de poussée.*

CARRÉ DE 25 × 25 *cm*, D'ALLONGEMENT 1.

i. .	−90°	−89°5	−76°5	−68°	−60°5	−52°	−45°	−40°	−35°	−30°5	−27°	−23°	−13°
d . .	12,5	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
δ. .	0,50	0,48	0,44	0,40	0,36	0,32	0,28	0,24	0,20	0,16	0,12	0,08	0,04

i. .	−2°	−1°	1°	3°	5°	9°	12°	16°	18°5	20°5	26°	42°	85°5	90°
d. .	24	23	21	19	17	15	14	13	12,5	12	11	11	12	12,5
δ. .	0,96	0,92	0,84	0,76	0,68	0,60	0,56	0,52	0,50	0,48	0,44	0,44	0,48	0,50

RECTANGLE DE 45 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 3.

i. . .	− 90°	− 84°	− 76°5	− 67°5	− 62°	− 57°	− 53°	− 47°5	− 41°5	− 38°5	− 33°
d . .	7,5	7	6,5	6	5,5	5	4,5	4	3,5	3	2,5
δ. . .	0,50	0,47	0,43	0,40	0,37	0,33	0,30	0,27	0,23	0,20	0,17

i. . .	− 29°	− 25°	− 20°5	− 17°	− 3°	− 1°	0°	0°5	1°5	2°	2°5
d . .	2	1,5	1	0,5	14,5	14	13	12	11	10,5	10
δ. . .	0,13	0,10	0,07	0,03	0,97	0,93	0,87	0,80	0,73	0,70	0,66

i. . .	3°	4°5	5°5	8°	9°	9°5	14°5	18°5	23°5	25°5	32°5	90°
d . .	9,5	9	8,5	8	7,5	7	6,5	6	6	6,5	7	7,5
δ. . .	0,63	0,60	0,56	0,53	0,50	0,46	0,43	0,40	0,40	0,43	0,46	0,50

RECTANGLE DE 90 × 15 *cm*, D'ALLONGEMENT 6.

i. .	−90°	−81°	−75°	−69°	−62°	−55°5	−48°5	−43°	−33°	−27°5	−21°5	−6°	−4°5
d . .	7,5	7	6,5	6	5,5	5	4,5	4	3	2	0,5	14	12
δ. .	0,50	0,47	0,43	0,40	0,37	0,33	0,30	0,27	0,20	0,13	0,07	0,93	0,80

i. .	−2°5	−1°5	3°	4°	5°5	6°	9°5	16°	17°	20°	35°	90°
d. .	11	10,5	9,5	8,5	7,5	7	6	5,5	6	6,5	7	7,5
δ. .	0,73	0,70	0,63	0,57	0,50	0,47	0,40	0,37	0,40	0,43	0,47	0,50

Ailes épaisses.

AILE N° 8.

Voir l'Annexe de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, page 140.

AILE N° 8 *bis*, DE 90×15 *cm*.

ÉLÉMENTS de la résultante	*i*					
	0°	3°	6°	9°	12°	15°
d.	8,0	7,0	6,0	5,4	5,1	4,8
R_x	47	47,5	64,5	86,5	112	139
R_y	299	467	601	734	804	857
K_x	0,0035	0,0035	0,0048	0,0064	0,0083	0,0103
K_y	0,0222	0,0347	0,0445	0,0545	0,0595	0,0634
θ	9°0	5°8	6°1	6°7	8°0	9°2

AILE N° 8 *ter*, DE 90×15 *cm*.

ÉLÉMENTS de la résultante	*i*						
	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°
d	9,0	7,0	6,2	5,4	5,1	4,8	4,8
R_x	51	45	62	87	110	139	191
R_y	298	457	574	734	781	810	826
K_x	0,0038	0,0033	0,0046	0,0064	0,0081	0,0103	0,0141
K_y	0,0221	0,0338	0,0425	0,0543	0,0580	0,0600	0,0620
θ	9°7	5°6	6°2	6°8	8°0	9°7	13°0

Répartition des pressions dans la section médiane des ailes nos 8, 8 *bis* et 8 *ter*, aux angles 3,° 6°, 9°.

Les pressions sont indiquées en mm d'eau, ou kg par m², et rapportées à la vitesse de 10 m/sec.

Les points 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 correspondent, à partir du bord d'attaque, aux ordonnées des courbes de répartition de pression de la fig. 82.

INCLINAISONS des ailes		POINTS DE LA SECTION MÉDIANE OU LES PRESSIONS ONT ÉTÉ MESURÉES																				
		AILE N° 8							AILE N° 8 *bis*							AILE N° 8 *ter*						
		1	2	3	4	5	6	7	1	2	3	4	5	6	7	1	2	3	4	5	6	7
3°	Face avant	0,48	1,56	1,66	1,90	1,80	1,42	0,80	1,25	1,47	1,82	1,35	1,50	0,74	0,25	—2,50	0,75	0,82	0,62	0,72	0,74	0,37
	Dos de l'aile	—0,12	—3,30	—4,60	—5,10	—3,20	—1,82	—0,92	—0,74	—3,30	—5,65	—5,15	—4,15	—1,96	—1,00	1,74	—2,99	—5,72	—5,51	—3,88	—1,71	—0,98
6°	Face avant	2,35	2,40	2,05	1,92	1,95	1,23	—0,38	2,95	2,50	2,20	2,20	1,25	1,22	0,25	1,65	1,69	1,59	1,04	1,09	0,91	0,64
	Dos de l'aile	—3,33	—5,85	—6,05	—5,81	—4,40	—2,57	—1,88	—2,40	—4,90	—7,10	—6,10	—4,30	—2,20	—1,00	—1,38	—4,58	—6,75	—6,25	—4,07	—1,69	—1,02
9°	Face avant	3,14	3,14	2,65	2,40	2,12	1,56	0,72	3,75	2,82	2,76	2,20	2,20	1,75	1,44	3,76	2,86	2,21	1,73	1,50	1,04	0,65
	Dos de l'aile	—7,25	—7,00	—6,30	—5,80	—3,30	—1,56	—0,83	—6,75	—6,00	—7,60	—6,00	—3,20	—2,20	—0,97	—6,50	—6,81	—7,90	—6,37	—3,51	—1,59	—1,18

Aile n° 16, de M. Drzewiecki, de 90 × 15 *cm*.

Voir l'Annexe de *La Résistance de l'Air et l'Aviation*, page 143.

Aile n° 16ᵃ, de M. Drzewiecki, de 90 × 15 *cm*.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i du plan de la face inférieure sur le vent					
	0°	2°	4°	6°	9°	12°
R_x	28	31	34	43	66	92
R_y	148	240	359	458	630	729
K_x	0,0021	0,0023	0,0025	0,0032	0,0049	0,0069
K_y	0,0111	0,0179	0,0268	0,0342	0,0470	0,0544
θ	10°7	7°3	5°4	5°3	6°0	7°2

Aile n° 16ᵇ, de M. Drzewiecki, de 90 × 15 *cm*.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i du plan de la face inférieure					
	0°	2°	4°	6°	9°	12°
R_x	41	40	47	58	81	146
R_y	217	342	437	549	658	575
K_x	0,0031	0,0030	0,0035	0,0043	0,0060	0,0109
K_y	0,0164	0,0255	0,0326	0,0409	0,0492	0,0429
θ	10°7	6°7	6°1	6°0	7°0	14°3

Aile n° 16ᶜ, de M. Drzewiecki, de 90 × 15 *cm*.

Éléments de la résultante	Angles i du plan de la face inférieure sur le vent						
	0°	2°	4°	6°	9°	12°	15°
R_x	50	54	61	72	»	»	210
R_y	280	378	490	581	»	»	501
K_x	0,0037	0,0040	0,0045	0,0054	»	»	0,0156
K_y	0,0208	0,0281	0,0365	0,0432	»	»	0,0373
θ	10°2	8°1	7°1	7°1	»	»	22°7

Aile n° 16ᵈ, de M. Drzewiecki, de 90 × 15 *cm*.

Éléments de la résultante	Angles i du plan de la face inférieure sur le vent						
	0°	2°	4°	6°	9°	12°	15°
R_x	64	62	74	94	»	194?	218
R_y	307	416	500	590	»	409?	420
K_x	0,0047	0,0046	0,0055	0,0070	»	0,0144?	0,0161
K_y	0,0228	0,0308	0,0371	0,0438	»	0,0303?	0,0340
θ	11°7	8°5	8°4	9°0	»	25°3?	27°3

Ailes relevées à l'arrière.

AILE EN TOLE DE LA FIG. 84, DE 90 × 15 *cm*. (SURFACE 1.380 *cm*².)

ÉLÉMENTS de la résultante	VITESSE DU VENT pendant l'expérience 5 *m/sec*		VITESSE DU VENT PENDANT L'EXPÉRIENCE 7 *m/sec*							VITESSE DU VENT PENDANT L'EXPÉRIENCE 9 *m/sec*						
	8°5	14°5	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°
R_x	48,3	102,5	62,4	37,0	38,0	38,4	61,0	115	216	61,2	37,2	37,1	34,2	58,0	115,6	212,8
R_y	221	588	—359	—196	—5	243	418	601	638	—375	—210	— 31	234	410	597	629
K_x	0,0035	0,0074	0,0045	0,0027	0,0027	0,0028	0,0044	0,0083	0,0156	0,0044	0,0027	0,0027	0,0025	0,0042	0,0084	0,0154
K_y	0,0160	0,0426	—0,0260	—0,0141	—0,0003	0,0176	0,0303	0,0435	0,0461	—0,0272	—0,0152	—0,0022	0,0170	0,0297	0,0433	0,0456
$\frac{K_x}{K_y}$	0,22	0,17	—0,17	—0,19	—7,75	0,16	0,15	0,19	0,34	—0,17	—0,18	—1,23	0,15	0,14	0,19	0,34

ÉLÉMENTS de la résultante	VITESSE DU VENT PENDANT L'EXPÉRIENCE 11 *m/sec*							VITESSE DU VENT PENDANT L'EXPÉRIENCE 13 *m/sec*							VITESSE DU VENT pendant l'expérience 18 *m/sec*	
	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°	8°5	14°5
R_x	59,3	38,0	36,0	31,2	56,1	115	215	57,3	38,0	34,3	29,5	53,8	116	213	27,1	100,5
R_y	—383	—224	—48	220	405	591	628	—393	—241	—57	208	400	585	631	103	521
K_x	0,0043	0,0027	0,0026	0,0023	0,0041	0,0083	0,0156	0,0042	0,0028	0,0025	0,0021	0,0039	0,0084	0,0154	0,0020	0,0073
K_y	—0,0277	—0,0163	—0,0035	0,0159	0,0293	0,0428	0,0455	—0,0284	—0,0175	—0,0041	0,0151	0,0290	0,0424	0,0457	0,0075	0,0378
$\frac{K_x}{K_y}$	—0,16	—0,17	—0,46	0,14	0,14	0,19	0,34	—0,15	—0,16	—0,60	0,14	0,13	0,20	0,34	0,26	0,19

Centres de poussée.

i	—79°	—9°	—3°	—1°	0°	—1°5	—2°	—2°5	—3°	—3°5	—4°	—5°	12°	13°	14°	15°	15°5	27°	38°	59°	79°	102°
d	7,5	6,8	6,8	7,5	8,2	9,0	9,7	10,5	11,2	12,0	12,8	11,2	0,8	1,5	2,2	3,0	3,7	4,5	5,2	6,0	6,8	7,5
δ	0,50	0,45	0,45	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75	0,80	0,85	0,95	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50

AILE M. MALLET. (SURFACE DE L'AILE 1.344 cm^2.)

ÉLÉMENTS de la résultante	VITESSE DU VENT PENDANT L'EXPÉRIENCE 6 m/sec							VITESSE DU VENT PENDANT L'EXPÉRIENCE 10 m/sec							VITESSE DU VENT PENDANT L'EXPÉRIENCE 14 m/sec						
	0°	2°	4°	6°	8°	10°	15°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	15°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	15°
R_x	37,7	38,6	40,3	46,6	57,3	64,6	126,3	35,9	33,7	34,8	42,2	52,5	63,0	127	32,4	26,1	28,8	35,3	45,5	61,0	129
R_y	10,0	95,4	234	325	447	548	758	2,3	81	213	310	429	543	750	15,6	60,0	185	284	405	531	742
K_x	0,0028	0,0029	0,0030	0,0035	0,0043	0,0048	8,0094	0,0027	0,0025	0,0026	0,0031	0,0039	0,0047	0,0094	0,0024	0,0019	0,0021	0,0026	0,0034	0,0045	0,0096
K_y	0,0007	0,0071	0,0174	0,0242	0,0333	0,0409	0,0564	—0,0002	0,0060	0,0159	0,0230	0,0319	0,0404	0,0558	—0,0012	0,0045	0,0138	0,0211	0,0301	0,0395	0,0552
$\frac{R_x}{R_y}$	3,8	0,40	0,17	0,14	0,13	0,12	0,17	—15,7	0,42	0,16	0,14	0,12	0,12	0,17	—2,10	0,44	0,16	0,13	0,11	0,11	0,17

Centres de poussée.

i	— 2°5	— 1°5	— 1°	— 0°	— 6°	— 9°	— 42°5	0°5	4°	6°	15°	20°	24°5	48°	74°	114°	166°5
d	13	5,5	6	5	5	5,5	6	1	2	3	4	5	5,5	6	7	8	9
δ	0,87	0,37	0,40	0,33	0,33	0,37	0,40	0,07	0,13	0,20	0,27	0,33	0,37	0,40	0,47	0,53	0,60

Ailes en surface gauche de M. Robert Mallet.

La surface de ces ailes est de 1.200 cm². Les inclinaisons i sont celles de la ligne AB (voir fig. 90). Les distances du centre de poussée au bord d'attaque sont également comptées sur la ligne AB, à partir du point B.

Aile a 90°.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i					
	0°	3°	6°	9°	12°	15°
d, en cm	11,6	9,9	9,0	8,3	8,2	8,7
R_x	34	47	69	109	162	224
R_y	287	449	593	745	815	830
K_x	0,0028	0,0039	0,0058	0,0091	0,0135	0,0187
K_y	0,024	0,0374	0,0495	0,0621	0,0680	0,0692
$\frac{R_x}{R_y}$	0,12	0,105	0,12	0,15	0,20	0,27

Aile a 70°.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i				
	6°	9°	12°	15°	18°
d	8,0	8,5	8,7	9,0	9,2
R_x	42,5	45,5	58	85	126
R_y	122	267	420	575	694
K_x	0,0035	0,0038	0,0048	0,0071	0,0105
K_y	0,0102	0,0223	0,0350	0,0480	0,0580
$\frac{R_x}{R_y}$	0,35	0,17	0,14	0,15	0,18

Aile a 50°.

Éléments de la résultante	Inclinaisons i					
	3°	9°	12°	15°	18°	21°
d	7,8	8,6	8,9	9,1	9,3	9,4
R_x	85	58	57	68	88	122
R_y	— 198	36	160	319	417	533
K_x	0,0071	0,0048	0,0047	0,0057	0,0074	0,0102
K_y	— 0,0165	0,0030	0,0133	0,0266	0,0348	0,0445
$\frac{R_x}{R_y}$	— 0,43	1,61	0,34	0,21	0,21	0,23

Biplans décalés

Ces biplans sont constitués par des ailes de 90 × 15 cm, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$.

COMPOSITION du biplan	ÉLÉMENTS de la résultante	INCLINAISONS DE LA CORDE DES AILES SUR LE VENT					
		0°	3°	6°	9°	15°	20°
Deux surfaces écartées de 20 *cm* = $\frac{4}{3}$ de leur largeur. Surface inférieure décalée de 7,5 *cm* en avant.	R_x	120	125	161	215	374	580
	R_y	564	966	1.242	1.508	1.834	1.883
	K_x	0,0044	0,0046	0,0060	0,0080	0,0139	0,0214
	K_y	0,0209	0,0358	0,0460	0,0558	0,0680	0,0697
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,21	0,13	0,13	0,14	0,20	0,31
Deux surfaces écartées de 20 *cm* = $\frac{4}{3}$ de leur largeur. Surfaces en recouvrement.	R_x	118	121	157	212	377	605
	R_y	597	1023	1.255	1.497	1.875	1.945
	K_x	0,0044	0,0045	0,0058	0,0079	0,0140	0,0224
	K_y	0,0221	0,0379	0,0464	0,0554	0,0694	0,0720
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,20	0,12	0,12	0,14	0,20	0,31
Deux surfaces écartées de 20 *cm* = $\frac{4}{3}$ de leur largeur. Surface inférieure décalée de 7,5 *cm* en arrière.	R_x	115	124	160	216	388	619
	R_y	595	964	1.220	1.491	1.896	2.031
	K_x	0,0043	0,0046	0,0059	0,0080	0,0144	0,0229
	K_y	0,0220	0,0357	0,0452	0,0553	0,0702	0,0753
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,19	0,13	0,13	0,14	0,21	0,30
Deux surfaces écartées de 20 *cm* = $\frac{4}{3}$ de leur largeur. Surface inférieure décalée de 15 *cm* en arrière.	R_x	122	125	177	231	426	659
	R_y	598	986	1.314	1.590	2.053	2.178
	K_x	0,0045	0,0046	0,0066	0,0085	0,0158	0,0244
	K_y	0,0221	0,0365	0,0487	0,0589	0,0760	0,0806
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,20	0,13	0,14	0,15	0,21	0,30
Deux surfaces écartées de 10 *cm* = $\frac{1}{3}$ de leur largeur. Surface inférieure décalée de 7,5 *cm* en arrière.	R_x	107	115	160	221	401	616
	R_y	538	866	1.126	1.417	1.830	1.932
	K_x	0,0040	0,0043	0,0059	0,0082	0,0148	0,0228
	K_y	0,0199	0,0321	0,0417	0,0524	0,0678	0,0716
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,20	0,13	0,14	0,16	0,22	0,32
Deux surfaces écartées de 15 *cm* = 1 fois la largeur. Surface inférieure décalée de 7,5 *cm* en arrière.	R_x	93	121	165	222	385	605
	R_y	520	937	1.234	1.469	1.887	1.976
	K_x	0,0034	0,0045	0,0061	0,0082	0,0143	0,0224
	K_y	0,0193	0,0347	0,0457	0,0544	0,0699	0,0735
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,18	0,13	0,13	0,15	0,20	0,31

Plaques en tandem.

Le système était formé de deux ailes de 90 × 15 cm, à courbure circulaire de flèche $\frac{1}{13,5}$, maintenues à un écartement de 30 cm.

COMPOSITION du système en tandem	ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DE LA CORDE DE LA PLAQUE AVANT ET DU VENT						
		0°	3°	6°	9°	12°	15°	18°
Les deux plaques sont parallèles. Dispositif I.	R_x.	»	123	155	211	274	374	474
	R_y.	»	665	987	1315	1.540	1.750	1.855
	K_x.	»	0,0045	0,0057	0,0078	0,0102	0,0138	0,0175
	K_y.	»	0,0246	0,0366	0,0487	0,0570	0,0648	0,0682
	$\frac{K_x}{K_y}$.	»	0,19	0,16	0,16	0,18	0,20	0,25
La plaque arrière présente un décalage de — 2°5 par rapport à la plaque avant. Dispositif II.	R_x.	135	141	167	219	291	»	482
	R_y.	440	1094	1568	2.068	2.326	»	2.519
	K_x.	0,0050	0,0052	0,0062	0,0081	0,0108	»	0,0178
	K_y.	0,0163	0,0405	0,0580	0,0765	0,0860	»	0,0930
	$\frac{K_x}{K_y}$.	0,31	0,13	0,11	0,11	0,12	»	0,19
La plaque arrière présente un décalage de — 5° par rapport à la plaque avant. Dispositif III.	R_x.	137	129	145	181	246	»	434
	R_y.	70	334	703	965	1.347	»	1.648
	K_x.	0,0051	0,0048	0,0054	0,0067	0,0091	»	0,0161
	K_y.	0,0026	0,0124	0,0261	0,0358	0,0498	»	0,0610
	$\frac{K_x}{K_y}$.	1,93	0,39	0,21	0,19	0,18	»	0,26

Centres de poussée.

Les distances d *sont comptées à partir du bord d'attaque de la plaque avant ; les distances* δ *sont rapportées à la largeur totale du système.*

PREMIER DISPOSITIF.

i . . .	— 88°	— 17°	—7° à —9°	— 5°	— 3°	1°5	2°	5°	9°	19°	89°
d . . .	30	27	24 à 3	53	39	33	30	27	26	27	30
δ . . .	0,50	0,45	0,40 à 0,05	0,88	0,65	0,55	0,50	0,45	0,43	0,45	0,50

DEUXIÈME DISPOSITIF.

i.	0°	2°	4°	6°5	7°5	11°	13°5	16°5	23°	89°
d.	30	33 à 52	3	13	15	18	21	24	27	30
δ.	0,50	0,55 à 0,87	0,05	0,22	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50

TROISIÈME DISPOSITIF.

i	— 5°	— 4°	— 2°	0°	8°5	10°	11°	14°	17°	20°	26°	106°
d	31	33	37	41 à 45'	3	9	13	17	21	25	29	31
δ	0,52	0,55	0,62	0,68 à 0,75	0,05	0,15	0,22	0,28	0,35	0,42	0,48	0,52

Ailes Foucault.

Résultats relatifs à l'aile unique.

(Surface de l'aile = 850 cm^2.)

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE DE L'AILE ET DU VENT		
	0°	9°	18°
R_x	37	97	149
R_y	385	656	637
K_x	0,0044	0,0114	0,0175
K_y	0,0454	0,0770	0,0750
$\frac{R_x}{R_y}$	0,10	0,15	0,23

Résultats relatifs à la monture seule des trois ailes.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE ET DU VENT Cette droite est parallèle à la ligne joignant le bord d'attaque de la première surface au bord de sortie de la troisième.						
	0°	5°	10°	15°	20°	25°	30°
R_x	20	22	25	25	29	34	39
R_y	4	12	6	8	14	17	18

Résultats relatifs à l'ensemble des 3 ailes, déduction faite des efforts sur la monture.

(Surface des 3 ailes = 2.545 cm^2.)

PREMIER DISPOSITIF.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DU VENT ET DE LA DROITE joignant le bord d'attaque de la première surface à l'arête de sortie de la troisième.					
	1°	3°	5°	8°	10°	15°
R_x	132	144	166	227	276	412
R_y	683	865	1.022	1.269	1.464	1.904
K_x	0,0052	0,0056	0,0065	0,0089	0,0108	0,0162
K_y	0,0268	0,0340	0,0401	0,0498	0,0575	0,0748
$\frac{R_x}{R_y}$	0,19	0,17	0,16	0,18	0,19	0,22

Deuxième dispositif.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DU VENT ET DE LA DROITE joignant le bord d'attaque de la première surface à l'arête de sortie de la troisième.			
	4°	7°	10°	15°
R_x	122	156	210	339
R_y	732	1.037	1.319	1.770
K_x	0,0048	0,0061	0,0082	0,0133
K_y	0,0288	0,0408	0,0518	0,0695
$\frac{R_x}{R_y}$	0,17	0,15	0,16	0,19

Troisième dispositif.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DU VENT ET DE LA DROITE joignant le bord d'attaque de la première surface à l'arête de sortie de la troisième.					
	6°	9°	12°	15°	18°	21°
R_x	179	198	290	380	481	567
R_y	1.033	1.329	1.606	1.850	2.117	2.318
K_x	0,0070	0,0078	0,0114	0,0149	0,0189	0,0223
K_y	0,0406	0,0522	0,0631	0,0727	0,0830	0,0911
$\frac{K_x}{K_y}$	0,17	0,15	0,18	0,20	0,23	0,24

Quatrième dispositif.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DU VENT ET DE LA DROITE joignant le bord d'attaque de la première surface à l'arête de sortie de la troisième.			
	6°	12°	15°	24°
d	26,5	20,5	18,7	18,5
R_x	104	168	221	479
R_y	545	1.107	1.400	2.091
K_x	0,0041	0,0066	0,0087	0,0188
K_y	0,0214	0,0435	0,0550	0,0822
$\frac{K_x}{K_y}$	0,19	0,15	0,16	0,23

Surfaces en lames de persiennes.

1° Surface Bablon.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DES MONTANTS AVEC LA VERTICALE (L'angle de la corde des surfaces avec le vent est $6° + i$.)						
	— 2°	0°	1°5	6°	9°	15°	25°
R_x	237	248	278	367	413	660	1.150
R_y	834	970	1.171	1.543	1.738	2.065	2.041
K_x	0,009	0,009	0,010	0,014	0,015	0,025	0,043
K_y	0,031	0,036	0,044	0,058	0,065	0,078	0,076
$\frac{K_x}{K_y}$	0,28	0,26	0,24	0,24	0,24	0,32	0,56

Des mesures faites sur les montants seuls ont donné :

$R_x = 62{,}5$ *gr.* $R_y = 10{,}5$ *gr.*

Des mesures faites à 6° sur le modèle où l'on avait enlevé une lame sur deux, ont donné :

$R_x = 244$ *gr.* $R_y = 1.087$ *gr.*
$K_x = 0{,}018$ *gr.* $K_y = 0{,}082$ *gr.*

2° Surface Caron.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DES *i* MONTANTS AVEC LA VERTICALE					
	0°	8°	11°	14°	20°	45°
R_x	216	161	176	201	275	839
R_y	12	396	547	649	877	1.127
$\frac{R_x}{R_y}$	18,0	0,41	0,32	0,31	0,31	0,74

Des mesures faites sur le montage seul ont donné :

$R_x = 31$ *gr.* $R_y = 97$ *gr.*

Des mesures faites à 14°, sur le modèle où l'on avait enlevé une lame sur deux, ont donné :

$R_x = 154$ *gr.* $R_y = 580$ *gr.* $\frac{R_x}{R_y} = 0{,}27.$

Modèles d'aéroplanes.

Monoplan Nieuport.

Répartition des pressions sur l'aile inclinée a 2° sur le vent.

Les pressions sont rapportées à la vitesse de 10 *m/sec et exprimées en mm d'eau ou kg par m²*.
Les sections A, A_1, A_2, A_3, *sont représentées dans la fig.* 77, *page* 146, *de* La Résistance de l'Air et l'Aviation.

POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile	POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile	POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile	POINTS de l'aile où les pressions ont été mesurées	FACE avant	DOS de l'aile
	mm	*mm*		*mm*	*mm*		*mm*	*mm*		*mm*	*mm*
A . . .	−2,76	−0,35	A_1 . .	−0,97	−0,51	A_2 . .	−2,04	−0,68	A_3 . .	−0,81	−0,19
B . . .	−1,66	−2,25	B_1 . .	−1,25	−1,70	B_2 . .	−0,25	−1,18	B_3 . .	0,00	−0,28
C . . .	−0,69	−3,90	C_1 . .	1,90	−3,02	C_2 . .	1,34	−2,04	C_3 . .	0,91	−1,43
D . . .	0,42	−3,36	D_1 . .	1,81	−3,34	D_2 . .	1,67	−2,54	D_3 . .	0,98	−1,96
E . . .	0,58	−2,48	E_1 . .	1,18	−2,60	E_2 . .	1,16	−2,07	E_3 .	0,81	−1,76
F . . .	0,17	−1,50	F_1 . .	0,59	−1,67	F_2 . .	0,34	−1,52	F_3 . .	0,27	−1,54
G . .	−0,42	−0,77	G_1 . .	0,00	−1,01	G_2 . .	−0,42	−1,04	G_3 . .	−0,18	−1,62

Centres de poussée sur les ailes seules du monoplan Nieuport.

i	0°	0°5	1°0	2°0	3°0	5°5	9°5	13°5	20°5	25°
d	15	14	13	12	11	10	9	8	8	9

Monoplan Balsan.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DE LA CORDE DE L'AILE dans le voisinage du fuselage et du vent.					
	— 1°5	1°5	4°5	7°5	10°5	15°5
R_x	84	80	92	116	152	248
R_y	—22,5	190	369	553	693	904
$\frac{R_x}{R_y}$	—3,74	0,44	0,25	0,21	0,22	0,28

Centres de poussée sur le modèle du monoplan Balsan.

i	2°5	2°	3° à 8°	11°5	18°	20°	22°5	25°
d	4	5	6	7	8	9	10	11

Torpille Paulhan-Tatin.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE DE L'AILE dans le voisinage du fuselage et du vent.				
	0°	3°	6°	9°	12°
R_x	58	54	72	96	132
R_y	— 29	205	374	558	658
$\frac{R_x}{R_y}$	— 2,0	0,26	0,19	0,17	0,20

Monoplan Letellier-Bruneau.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE DE L'AILE dans le voisinage du fuselage et du vent.					
	0°	3°	6°	10°	12°	15°
R_x	87	84	98	114	127	148
R_y	185	289	372	450	483	511
$\frac{R_x}{R_y}$	0,47	0,29	0,26	0,25	0,26	0,29

Biplan Maurice Farman.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES i DE LA CORDE DES AILES ET DU VENT				
	0°	3°	6°	9°	12°
R_x	135	133	161	206	271
R_y	185	439	633	875	1.070
$\frac{R_x}{R_y}$	0,73	0,30	0,25	0,23	0,25

Centres de poussée sur le biplan Maurice Farman.

i	$0^\circ 5$	1°	2°	$2^\circ 5$	4°	5°	7°	9°	$16^\circ 5$	21°	25°
d = distance en *cm* du bord d'attaque au point de rencontre de la résultante avec l'aile supérieure.	14	13	12	11	10 et 9	8	7	6	6	7	8

Essais divers.

Poutre Fabre.

Éléments de la résultante	Numéros de l'essai (voir fig. 36, page 50)				
	I	II	III	IV	V
R_x.	49	67	121	59	73
R_y.	— 137	275	741	176	234

Montants Maurice Farman.

Montant n° 1 (Section 399 cm²).

Dénivellations au manomètre du Pitot en 1/4 *mm* d'eau . .	9,0	9,5	13,5	16,8	18,0	19,8	21,0	21,5	23,2	25,0
Vitesse correspondante	6,0	6,2	7,3	8,2	8,5	8,9	9,2	9,3	9,6	10,0
R_x	162	146	155	149	150	156	158	153	155	154
K_x	0,0406	0,0366	0,0388	0,0373	0,0376	0,0391	0,0396	0,0383	0,0388	0,0386
Dénivellations au manomètre du Pitot en 1/4 *mm* d'eau. . .	26,7	30,5	36,0	36,3	40,8	41,4	44,0	44,9	45,0	49,0
Vitesse correspondante	10,3	11,0	12,0	12,0	12,8	12,9	13,3	13,4	13,4	14,0
R_x	155	154	153	158	154	152	153	152	151	153
K_x	0,0388	0,0386	0,0383	0,0396	0,0386	0,0381	0,0383	0,0381	0,0378	0,0383

Montant n° 2 (Section 389 cm²).

Dénivellations au manomètre du Pitot en 1/4 *mm* d'eau. . .	8,0	9,0	9,7	12,9	14,0	16,0	18,0	18,5	19,5	22,5
Vitesse correspondante *m/sec.* .	5,6	6,0	6,7	7,2	7,5	8,0	8,3	8,6	8,8	9,5
R_x	150	155	172	155	150	157	162	158	166	166
K_x	0,0386	0,0398	0,0442	0,0398	0,0386	0,0403	0,0416	0,0406	0,0426	0,0426

Dénivellations au manomètre du Pitot en 1/4 *mm* d'eau. . .	23,4	23,5	24,0	29,7	34,4	35,8	40,9	46,0	46,5
Vitesse correspondante *m/sec.* .	9,7	9,7	9,8	10,9	11,7	12,0	12,8	13,5	13,6
R_x	159	163	159	152	154	154	152	145	148
K_x	0,0409	0,0419	0,0409	0,0391	0,0396	0,0396	0,0391	0,0373	0,0380

Montant n° 3 (Section 368 cm²).

Dénivellations au manomètre du Pitot en 1/4 *mm* d'eau. . .	9,6	19,0	22,8	25,0	27,5	33,0	38,5	50,3
Vitesse correspondante *m/sec.* .	6,2	8,7	9,5	10,0	10,5	11,5	12,4	14,2
R_x	145	135	134	134	125	124	116	103
K_x	0,0394	0,0367	0,0364	0,0364	0,0339	0,0336	0,0314	0,0280

Plaque perforée de 90 × 15 *cm*. (Surface des parties pleines 1.256 cm^2, des parties vides 94 cm^2.)

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE DE LA PLAQUE ET DU VENT					
	0°	5°	10°	15°	20°	90°
R_x	30,5	65,3	119	193	298	1.025
R_y	165	392	679	871	973	22
$\frac{R_x}{R_y}$	0,31	0,17	0,175	0,22	0,31	46,6

Aile Saulnier A.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE ET DU VENT					
	0°	3°	6°	9°	12°	15°
d	6,5	5,4	5,0	4,9	4,8	4,9
R_x	30	31	45	64	95	135
R_y	157	347	480	634	781	865
K_x	0,0022	0,0023	0,0033	0,0047	0,0070	0,0100
K_y	0,0116	0,0257	0,0356	0,0470	0,0549	0,0641
$\frac{K_x}{K_y}$	0,19	0,09	0,09	0,10	0,12	0,16

Aile Saulnier B.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE ET DU VENT					
	0°	3°	6°	9°	12°	15°
R_x	28	30	44	71	96	135
R_y	123	312	485	645	739	817
K_x	0,0021	0,0022	0,0033	0,0053	0,0071	0,0100
K_y	0,0091	0,0231	0,0359	0,0478	0,0548	0,0605
$\frac{K_x}{K_y}$	0,23	0,10	0,09	0,11	0,13	0,17

Aile Saulnier C.

ÉLÉMENTS de la résultante	ANGLES DE LA CORDE ET DU VENT					
	0°	3°	6°	9°	12°	15°
R_x	26	37	48	65	95	145
R_y	173	363	494	654	766	884
K_x	0,0019	0,0027	0,0036	0,0048	0,0070	0,0107
K_y	0,0128	0,0269	0,0366	0,0485	0,0567	0,0655
$\frac{K_x}{K_y}$	0,15	0,10	0,10	0,10	0,12	0,16

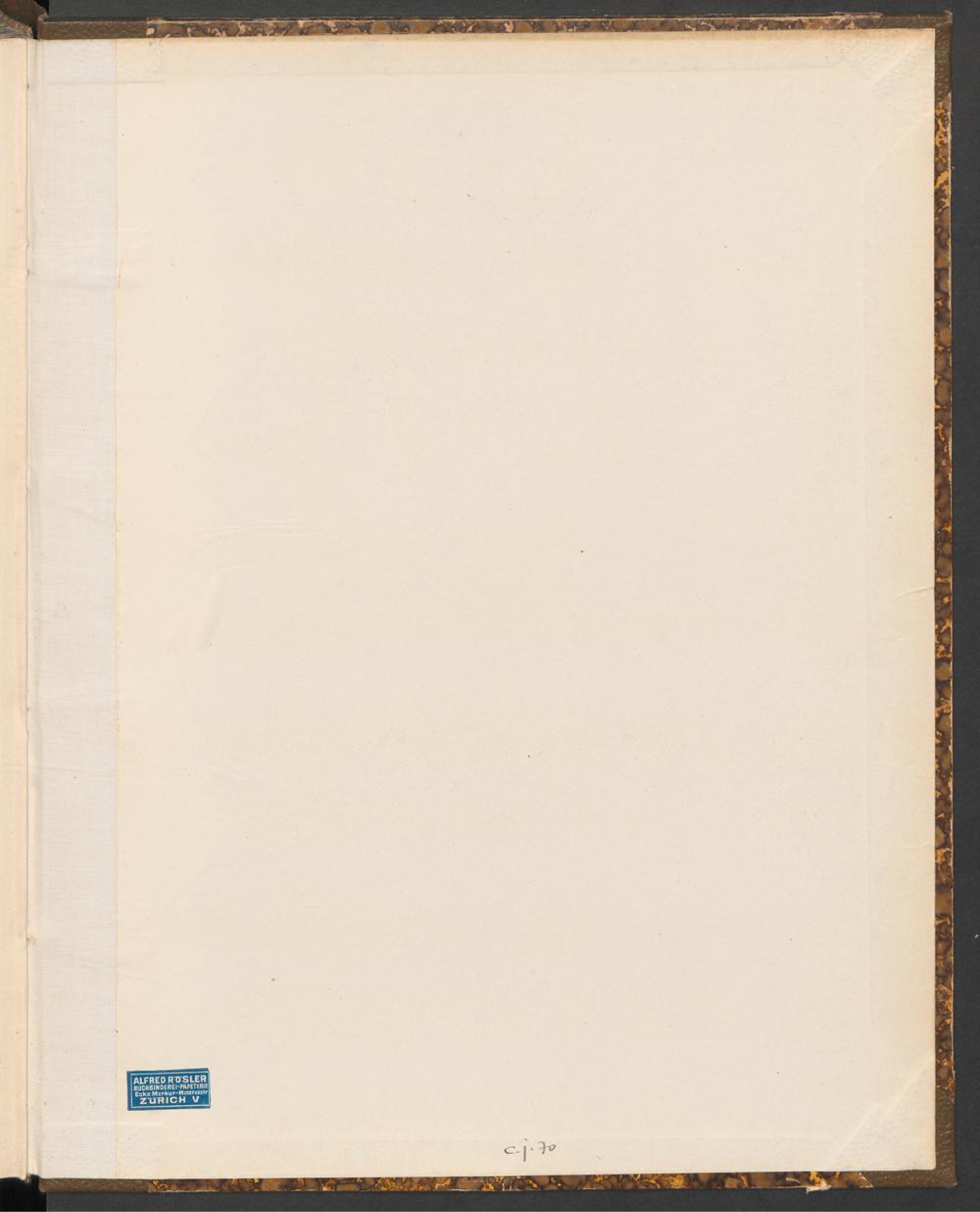
Premières études sur les hélices.

Hélice de M. Drzewiecki.

Température : 19°. Pression : 770 *mm.*

NOMBRE de tours		VITESSE	POUSSÉE	COUPLE	PUISSANCE utile	PUISSANCE motrice	VALEURS UNITAIRES RAMENÉES A 15° ET 760 *mm*					
par min. N	par sec. n	V	F	C	Pu	Pm	$\frac{V}{nD}$	$\frac{F}{n^2D^4}$	$\frac{C}{n^2D^5}$	$\frac{Pu}{n^3D^5}$	$\frac{Pm}{n^3D^5}$	$\frac{Pu}{Pm}=\rho$
		m	*kg*	*m, kg*	*kgm*	*kgm*						
600	10	0	1,060	0,095	0	5,97	0	0,01535	0,00157	0	0,00985	0
942	15,7	0	2,660	0,236	0	23,3	0	0,01610	0,00159	0	0,00986	0
1260	21,0	0	5,290	0,437	0	57,7	0	0,01790	0,00163	0	0,01025	0
1600	26,66	0	9,850	0,728	0	122,0	0	0,02030	0,00169	0	0,0106	0
600	10	5,22	0,668	0,089	3,48	5,60	0,577	0,00996	0,00147	0,00574	0,00922	0,62
942	15,7	5,44	2,390	0,243	13,00	24,0	0,384	0,0145	0,00162	0,00553	0,0102	0,54
1260	21,0	5,66	4,870	0,446	27,6	58,8	0,298	0,0165	0,00167	0,00490	0,01045	0,47
1600	26,66	6,30	8,550	0,750	53,9	126,0	0,262	0,0180	8,00174	0,00468	0,0110	0,43
600	10	8,00	0,071	0,0364	0,57	3,54	0,885	0,00104	0,00093	0,00094	0,00585	0,16
942	15,7	8,10	1,695	0,224	13,7	22,1	0,571	0,0103	0,00150	0,00583	0,00940	0,62
1260	21,0	8,39	4,090	0,437	34,7	57,7	0,443	0,0138	0,00163	0,00611	0,01025	0,60
1600	26,66	8,72	7,650	0,740	66,7	124,0	0,362	0,01605	0,00171	0,00580	0,0108	0,54
942	15,7	10,20	1,087	0,196	11,1	19,3	0,719	0,00658	0,00131	0,00472	0,00821	0,575
1260	21,0	10,35	3,400	0,420	35,2	55,9	0,546	0,0115	0,00157	0,00626	0,0099	0,63
1600	26,26	10,65	6,880	0,730	73,3	122,5	0,442	0,01445	0,00169	0,00637	0,01065	0,60
942	15,7	12,57	0,268	0,142	3,37	14,0	0,886	0,00162	0,00095	0,00143	0,00586	0,24
1260	21,0	12,68	2,530	0,379	32,1	50,0	0,668	0,00856	0,00142	0,00570	0,00888	0,64
1600	26,66	13,00	5,800	0,693	75,4	116,2	0,539	0,01215	0,00161	0,00656	0,01010	0,65
1260	21,0	15,07	1,510	0,320	22,7	42,3	0,794	0,00511	0,00120	0,00403	0,00752	0,54
1600	26,66	15,35	4,940	0,673	75,9	113,0	0,637	0,01036	0,00156	0,00660	0,00983	0,67
1260	21,0	17,32	0,376	0,233	6,51	33,4	0,913	0,00124	0,00091	0,00116	0,00594	0,195
1600	26,66	17,53	3,510	0,591	61,50	99,2	0,727	0,00736	0,00137	0,00535	0,00863	0,62

PARIS. — L. MARETHEUX, IMPRIMEUR, 1, RUE CASSETTE.


ALFRED RÖSLER
BUCHBINDEREI-PAPETERIE
ZÜRICH V
c.j.70

